T2R2 東京工業大学リサーチリポジトリ
Tokyo Tech Research Repository

論文 / 著書情報
Article / Book Information

題目(和文)	抵抗加熱利用の電気抵抗変化法による複合材製航空機の全域損傷モニタリング
Title(English)	Full–field monitoring of damage in composite aircraft by the ERCM using resistive heating
著者(和文)	鈴木良郎
Author(English)	Yoshiro Suzuki
出典(和文)	学位:博士(工学), 学位授与機関:東京工業大学, 報告番号:甲第8687号, 授与年月日:2012年3月26日, 学位の種別:課程博士, 審査員:轟　章
Citation(English)	Degree:Doctor (Engineering), Conferring organization: Tokyo Institute of Technology, Report number:甲第8687号, Conferred date:2012/3/26, Degree Type:Course doctor, Examiner:
学位種別(和文)	博士論文
Type(English)	Doctoral Thesis

Powered by T2R2 (Tokyo Institute Research Repository)

平成 23 年度　学位論文

抵抗加熱利用の電気抵抗変化法による複合材製航空機の全域損傷モニタリング

Full–field monitoring of damage in composite aircraft by the ERCM using resistive heating

平成 24 年 2 月

指導教員　　轟　章　　教授

東京工業大学　理工学研究科　機械物理工学専攻

10D51192　鈴木　良郎

目 次

第 1 章　緒言 1

1.1　研究背景 2
1.1.1　FRP の航空分野への適用 3
1.1.2　旅客機の整備 10
1.1.3　FRP 製旅客機の構造検査技術 13
1.1.3.1　非破壊検査 15
1.1.3.2　構造ヘルスモニタリング 24
1.2　電気抵抗変化法による複合材航空機の毎フライト検査の提案 26
1.2.1　従来電気抵抗変化法 26
1.2.2　二段階検査による旅客機の 1 時間検査 30
1.2.2.1　ステップ 1：局所抵抗加熱を利用したデント検出 30
1.2.2.2　ステップ 2：抵抗温度特性変化利用の層間はく離検出 32
1.3　研究目的 36
1.4　本論文の構成 38
1.5　参考文献 39

第 2 章　複合材製航空機構造の短時間全域損傷検査 43

2.1　概要 44
2.2　CFRP 積層構造の衝撃損傷 46
2.2.1　層間はく離 46
2.2.2　デント 51
2.3　複合材航空機構造の二段階衝撃損傷検査 56
2.3.1　ステップ 1：局所抵抗加熱を利用したデント検出 56
2.3.2　ステップ 2：抵抗温度特性変化利用の層間はく離検出 59
2.4　結言 62
2.5　参考文献 63

第 3 章　ステップ 1：局所抵抗加熱利用の広域デント検出 67

3.1　概要 68
3.2　デント検出の原理 70

3.3 CFRP 材の電気特性の取得 74
3.3.1 健全材の抵抗率，抵抗温度係数の実測 74
3.3.2 デント部の厚さ方向抵抗率の推定 76
3.3.2.1 デント発生前後の層間抵抗変化の実測 76
3.3.2.2 デント部の抵抗率の解析的推定 78
3.3.3 層間はく離による抵抗変化量の解析的推定 81
3.4 局所抵抗加熱利用のデント検査の有効性検証 82
3.4.1 デントの検出における有効性 82
3.4.2 デント発生区間の特定における有効性 87
3.5 大型 CFRP 構造への適用 89
3.5.1 温度分布利用のデント検出（要サーモグラフィ） 90
3.5.1.1 解析方法 92
3.5.1.2 解析結果 95
3.5.2 温度変化による抵抗変化利用のデント検出（サーモグラフィ不要） 98
3.5.2.1 解析方法 100
3.5.2.2 解析結果 100
3.6 結言 103
3.7 参考文献 105

第 4 章　ステップ 2：抵抗温度特性利用の狭域層間はく離検出_107

4.1 概要 108
4.2 統計的はく離検出手法 110
4.2.1 SI–F 法（System Identification–F test method）の概要 111
4.2.1.1 従来の SI–F 法（健全データ利用の統計的はく離検出） 111
4.2.1.2 新 SI–F 法（健全データ不要の統計的はく離検出） 113
4.2.2 SI–F 法の原理 114
4.2.2.1 応答曲面法（Response Surface Methodology, RSM） 114
4.2.2.2 応答曲面の同等性検定 116
4.2.2.3 抵抗温度特性を利用したはく離検出 118
4.3 抵抗温度特性の測定方法 119
4.3.1 多区間の電気抵抗の同時測定 119
4.3.1.1 多区間独立同時測定の必要性と問題点 119
4.3.1.2 多区間独立同時測定用の電極配置の解析的検討 121
(i) 二電極法と三電極法 121

(ii) 解析モデル 122
(iii) 解析結果 123
4.3.2 抵抗加熱・抵抗測定の切替え手法 126
4.3.2.1 抵抗温度測定の測定誤差（測定器着脱による抵抗変化） .. 126
4.3.2.2 測定誤差の抑制（電圧計，ブリッジ電源を着脱する手法）128
4.3.3 「4.3 節」のまとめ 130
4.4 健全データ利用の統計的はく離検出 131
4.4.1 層間はく離検出原理 131
4.4.2 実験的検証 133
4.4.2.1 試験片 133
4.4.2.2 F 検定による応答曲面の同等性検定 135
4.4.2.3 手順 136
4.4.2.4 結果 138
4.4.3 「4.4 節」のまとめ 141
4.5 健全データ不要の統計的はく離検出 142
4.5.1 層間はく離検出原理 142
4.5.2 実験的検証 144
4.5.2.1 損傷の種類 144
4.5.2.2 F 検定による応答曲面の同等性検定 150
4.5.2.3 結果 151
4.5.3 「4.5 節」のまとめ 158
4.6 結言 159
4.7 参考文献 161

第 5 章 結言 164

付録 169

A. F 検定による回帰係数の同等性検定 170
B. F 検定による回帰式の同等性検定 175
C. 最小二乗法 177
D. 耐雷用金属メッシュの配線兼用化に関する解析的検討 179

業績一覧 191

謝辞 196

第１章

緒　言

1.1 研究背景

近代的複合材料（繊維を強化材として用いる樹脂材料 fiber reinforced polymer, FRP）は 1940 年代初頭に誕生した．1960 年代の炭素繊維開発がこの複合材料に変革をもたらしてからおよそ 50 年が経ち，炭素繊維強化プラスチック（carbon fiber reinforced polymer, CFRP）は多岐分野に渡る本格的な実用期を迎えた．

現在では，繊維の編み方，積層する順序，層厚さの設定による“機械特性の設計”に止まらず，化学的・電気的・熱的に特別な性能を付加した繊維，樹脂，添加材，各種処理技術を，用途に応じて選択できるようにまでなった．CFRP は金属以上の比強度，比剛性，耐疲労性を有し，耐食性にも優れるため，航空宇宙分野や輸送機産業を中心に，土木建築産業，風力発電設備，スポーツ用品にまで用いられている．

特に航空機においては, 燃費や航続距離の向上, および環境負荷低減のため, 構造の軽量化が強く求められ, 黎明期当初から CFRP の適用が検討されてきた. 1970 年代にはスピードブレーキ, 尾翼の外板などの二次構造に使用され始め [1.1], 現在では主翼や胴体などの一次構造にまで適用されている． 2011 年 10 月に商業運航が始まった最新鋭旅客機 Boeing 787 型機では構造重量の半分（およそ 35 ton）を CFRP が占めている．同規模の Airbus A330 機と比較しても約 30 %重量が削減され，20%の燃費向上を実現した．2013 年に就航予定の Airbus A350 も重量比にして 50 %以上が複合材料化される見通しである．近年，大型構造の成形技術として真空含浸工法（vacuum assisted resin transfer molding, VaRTM）が開発され，主翼や胴体などの大型かつ複雑形状の FRP 部材を一体成形できるようになった．これにより，ハンドレイアップ工法などと比較して，ボイド含有率が低く，繊維体積含有率の高い，高品質の FRP 材を成形できるようになった．

また熱膨張率を非常に小さく設計可能であり，宇宙構造機器への適用も急速に拡がっている．省資源・省エネルギの観点からも， FRP の需要はますます拡大していくだろう．

本研究は，複合材製航空機の保守・点検において肝要技術となる，構造全体の効率的な検査法を新たに提案するものである．

1.1.1　FRP の航空分野への適用

航空機構造は，その時代の最先端材料を取り入れながら発展を続けてきた．また航空機構造への実用化が，材料技術を高め，さらなる発展を促してきた．この数年間で最も適用が拡大しているのが CFRP をはじめとする繊維強化樹脂（FRP）である．

代表的な FRP である CFRP, GFRP (glass fiber reinforced polymer), BFRP (boron fiber reinforced polymer), AFRP (aramid fiber reinforced polymer)の密度と機械特性を表 1.1 に示す．FRP は比強度，比剛性（単位質量あたりの強度，剛性）に優れ，構造を軽くできるため，燃費向上が至上課題の航空産業において，早くから基幹構造材料の候補と目されてきた．疲労強度低下が非常に小さく，耐腐食性も高いため，メンテナンスコストの大幅低減も期待でき，運航の経済性はより高まる．曲面を有する複雑な形状の部材や大型部材を，容易に一体成形する技術が実用化され，製造や組立て工数の削減による副次的効果も大きい．さらに客室を広くし，従来機より高い室内湿度を許容できるため，客室の快適性を向上できる．

図 1.1 にジェット旅客機の運航数の推移と将来予測を示す[1.3]．20 年後には現在の約 2 倍, 3 万 6 千機の需要が見込まれている. この大規模な市場拡大のため，製造会社間のシェア争奪競争が激化し，新規旅客機の開発が活発に行われている．他社より高性能な機体を作るため，またエアラインからの厳しい要求に応えるため，各社の最新鋭機には様々な最新技術が取り入れられる．その中で機

Table 1.1 Mechanical properties of various materials[1.2].

	材料	密度 [g/m³]	引張 強さ [MPa]	引張 弾性率 [GPa]	引張 比強さ [10⁴m]	引張 比弾性率 [10⁶m]	圧縮 強さ [MPa]	圧縮 弾性率 [GPa]	圧縮 比強さ [10⁴m]	圧縮 比弾性率 [10⁶m]
繊維強化型複合材料	GFRP（E ガラスーエポキシ）									
	一方向材　0	2.2	1000	40	4.5	1.9	1000	40	4.5	1.9
	疑似等方材　0/±45/90	2.2	300	10	0.5	0.5	300	10	0.5	0.5
	CFRP（トレカ T800H－エポキシ）									
	一方向材　0	1.6	2850	160	18.0	10.3	1700	155	10.0	9.4
	疑似等方材　0/±45/90	1.6	820	60	5.0	3.8	660	55	4.1	3.4
	BFRP（AVCO ボロンーエポキシ）									
	一方向材　0	2.0	1700	220	8.5	11.0	2400	220	12.0	11.0
	疑似等方材　0/±45/90	2.0	500	70	2.5	3.5	700	70	2.5	3.5
	AFRP（Kevlar 49－エポキシ）									
	一方向材　0	1.4	1500	80	11.0	6.0	300	75	2.1	5.4
	疑似等方材　0/±45/90	1.4	500	30	3.6	2.1	150	30	3.6	2.1
金属材料	アルミニウム合金									
	7075-T73	2.8	550	70	2.0	2.5	500	75	1.8	2.7
	チタン合金									
	Ti-6Al 6V 2Sn	4.4	1300	120	3.0	2.7	1300	125	3.0	2.8
	鋼									
	9Ni-4Co 0.3C	7.8	1600	200	2.0	2.6	1500	210	1.9	2.7

体の複合材料化は，非常に大きな技術刷新であり，世界中のエアラインに強くアピールできるため，シェア競争において決定的な意味合いを持ち得る．また，先端複合材料の中で最重要素材である炭素繊維の，市場の推移と予測を図 1.2 に示す．2015 年までは炭素繊維市場も，現在の成長率を保ったまま拡大を続けると見込まれている(1.4)．このように今後も増加を辿る複合材製旅客機の運用においては，機体の点検や整備の技術開発がより重要性を増すだろう．

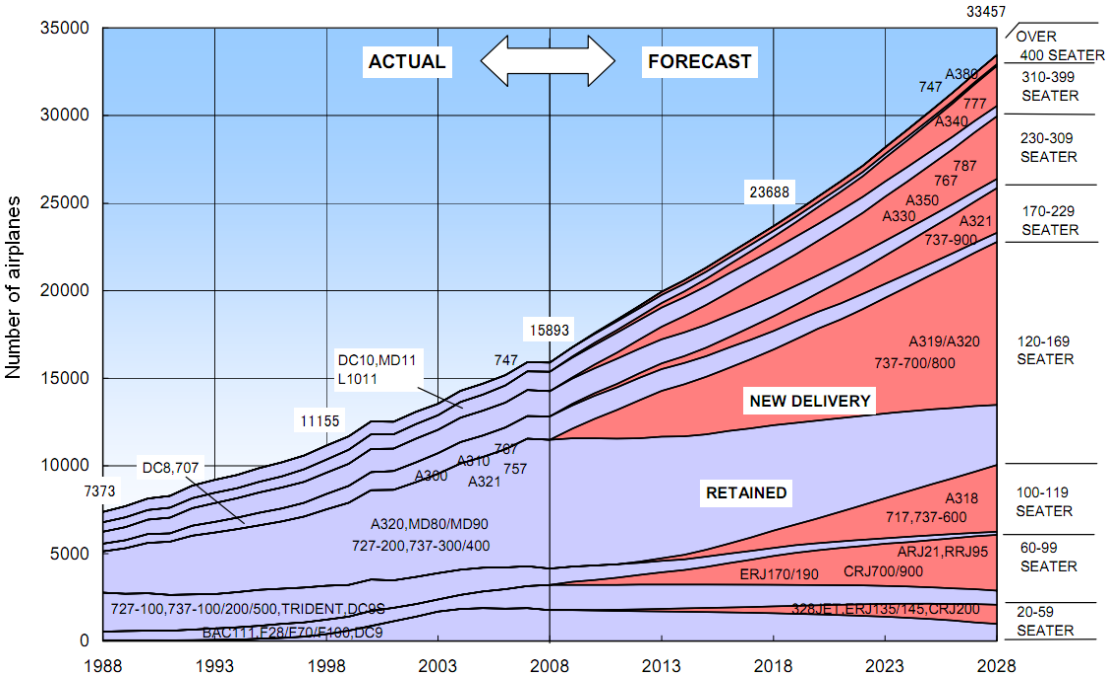


Fig. 1.1 Actual and forecasted operated jet airplanes(1.3).

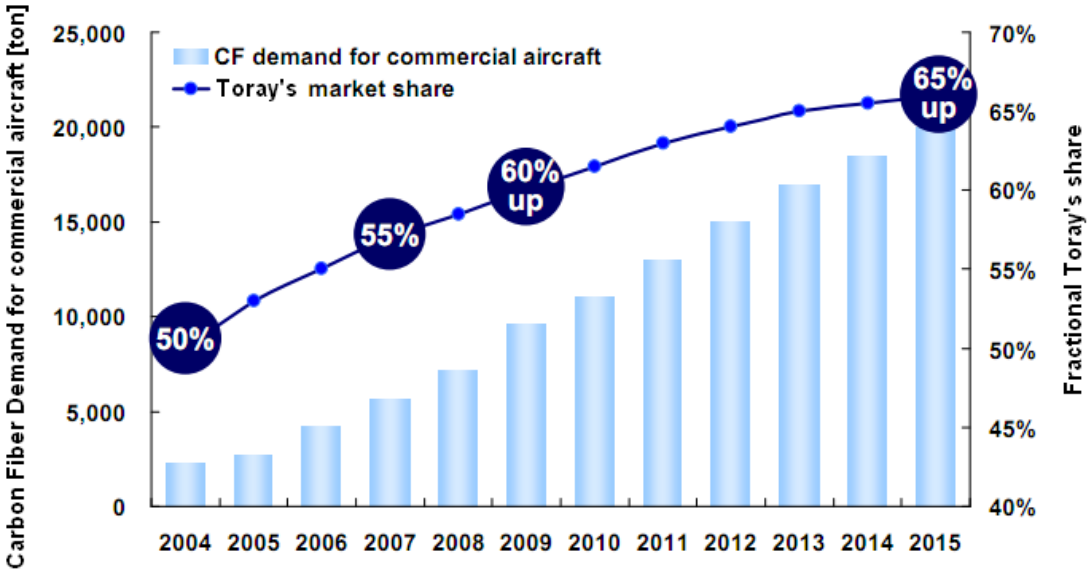


Fig. 1.2 Carbon fiber demand for commercial aircraft and Toray's share forecast(1.4).

Boeing 社の複合材導入について

表 1.2 は Boeing 社製旅客機の CFRP 適用率（重量比）である[1.5]．Boeing 社は 1968 年就航の 737 機に試験的に CFRP 材を使用し，1982 年運航開始の 767 機では, 舵面, 脚ドア, 翼胴フェアリングの二次構造に複合材を用いた. そして Airbus 社の A330 や A340 機へ対抗するため，1990 年から 777 機の開発に着手し，5 年後に完成させた．777 は 767 の派生型であったが，先進主翼やフライバイワイヤなど様々な新技術が取り入れられ，構造面でも CFRP を 12 %用いるなど大きな変革をもたらした．粒子状の熱可塑性樹脂を母材エポキシ樹脂に添加した高靭化 FRP 材の開発とあいまって，水平尾翼，垂直安定板，トルクボックス，胴体床ビームのように大きな負荷を受ける 1 次構造にも積極的に取り入れられた．

図 1.3 に 2011 年 10 月に就航した最新鋭機 787 の材料内訳を示す[1.6]．構造重

Table 1.2 Toray’s carbon composite materials used for Boeing aircraft[1.5].

機種	B737	B767	B777	B787
CFRP 比率	～1%（主に内装材）	3%	12%	50%
CFRP量	0.1t	1.5t	10t	35t
採用箇所…	2次構造材		1次構造材	CFRPの大量採用
就航時期…	1968年	1982年	1995年	2011年秋(予定)

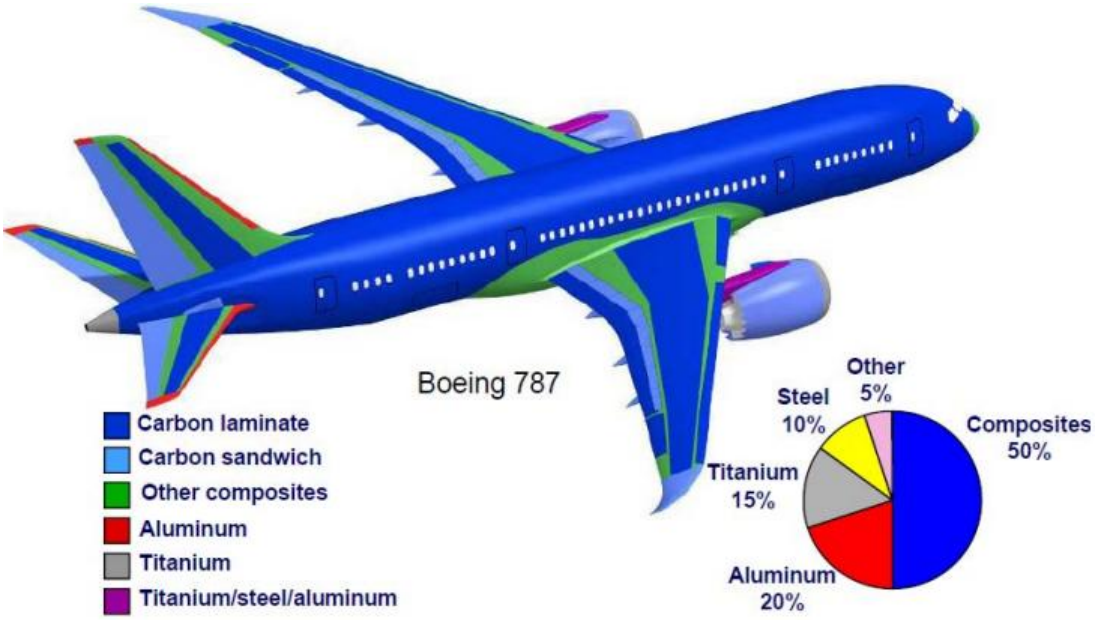
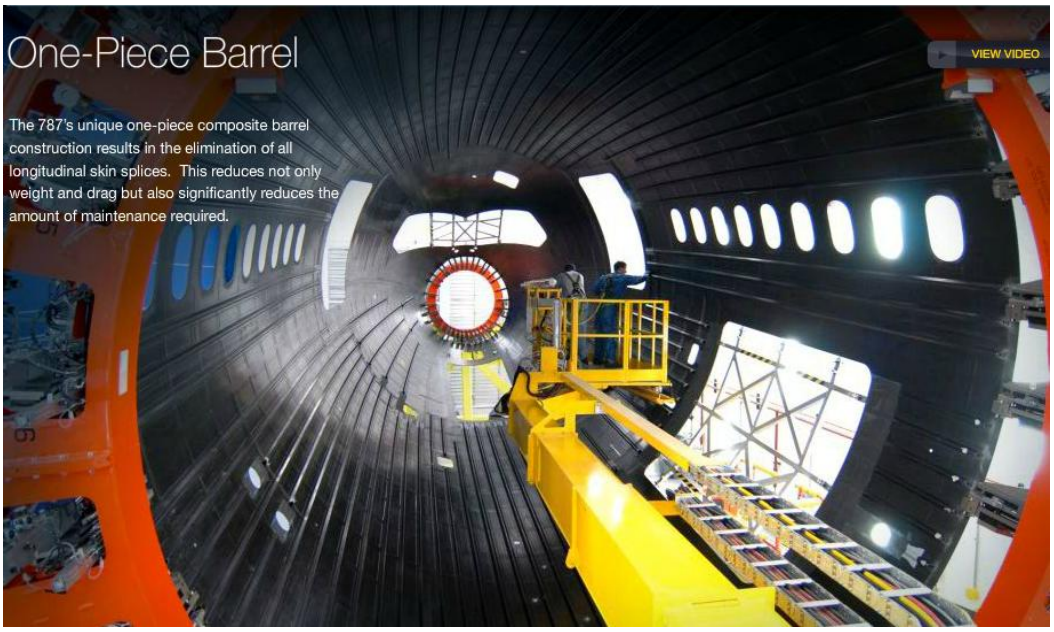
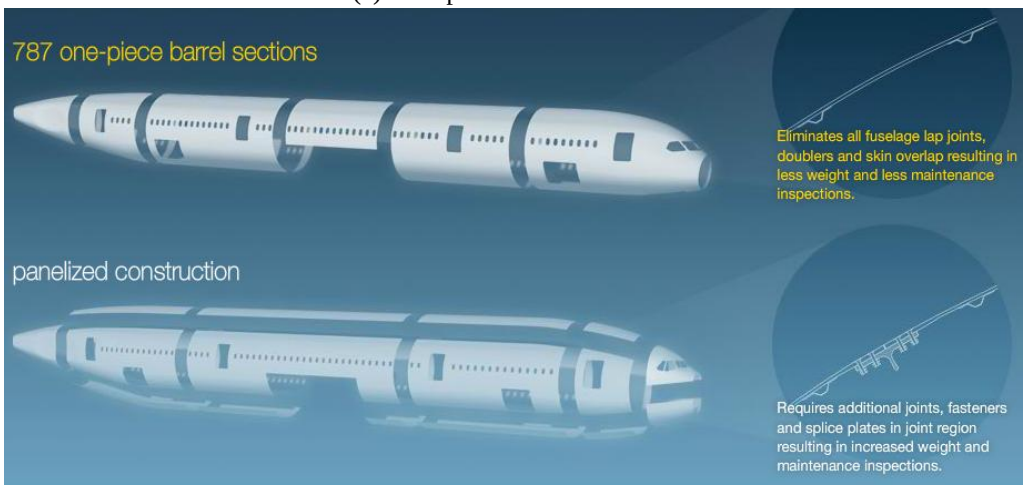


Fig. 1.3 Material breakdown of Boeing 787[1.6].

量比 50 %，約 35 ton を CFRP が占めている．中型以上の旅客機において，初めて主翼や胴体構造のほぼすべてを複合材化させた画期的な機体といえるだろう．CFRP 材は主に，東レ製の中断性炭素繊維 T800S と高靭性エポキシ樹脂 3900 シリーズから成るプリプレグ（繊維に半硬化の樹脂を含浸させた薄層．積層したのち加熱硬化させる）である．プリプレグは一方向長繊維のものが多く，織物材の使用は少ない．ほとんどはソリッドラミネート材として用いられるが，フェアリングや舵面にはサンドイッチ構造も用いられている．Boeing 社は，図 1.4 に示す CFRP 製胴体は 従来のアルミ合金製のものより耐衝撃性に優れるとしている[1.7,8]．



(a) One–piece CFRP barrel[1.7]



(b) 787 one–piece barrel sections and conventional panelized construction[1.8]

Fig. 1.4 One–piece barrel of the Boeing 787.

Airbus 社の複合材導入について

図 1.5, 1.6 に旅客機製造の大手である Airbus 社のこれまでの複合材導入についてまとめたものを示す．1974 年就航した同社初の中型旅客機 A300 から FRP が導入されており，重量比にして 4 %の FRP 部材がフェアリングやレドームの二次構造に用いられた．その後も新型機を開発する度に FRP 使用率を高め，A300 の派生機として開発された A310 から，垂直安定板，方向舵，昇降舵などの一次

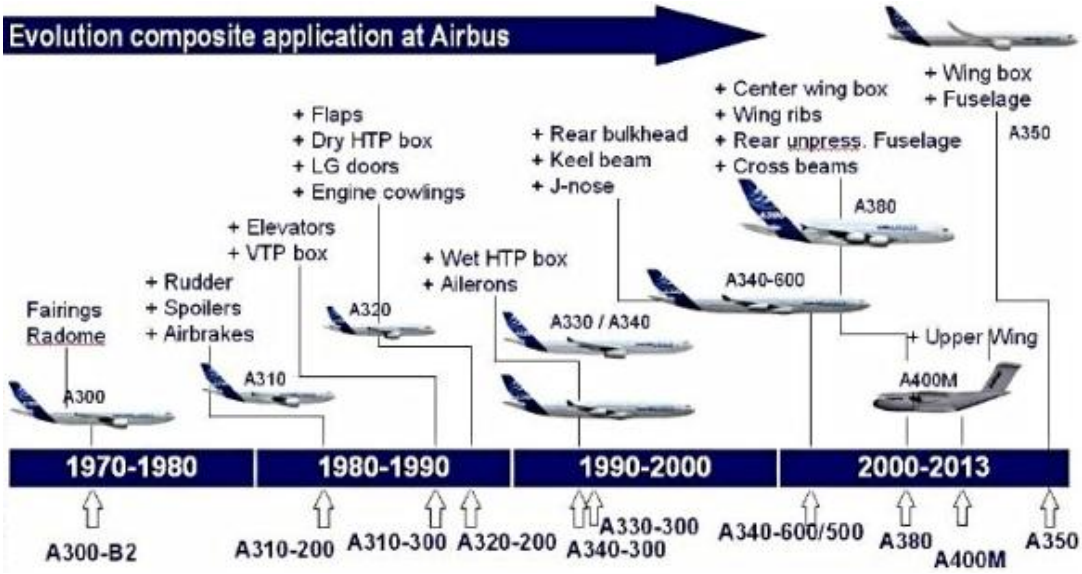


Fig. 1.5 Composite components in Airbus aircraft from 1970 through 2013[1.10].

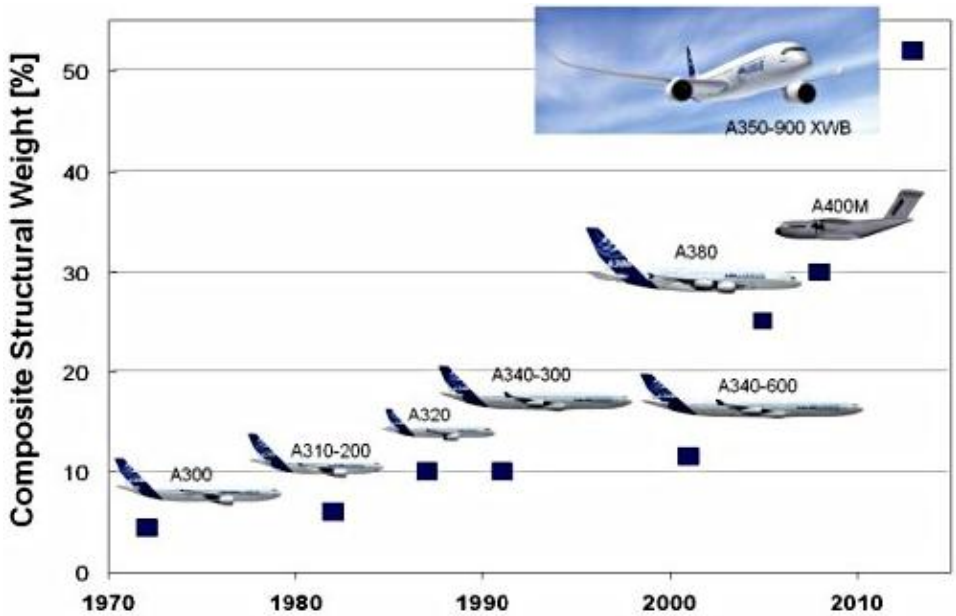


Fig. 1.6 Increase in Airbus composite parts as percentage of total aircraft weight from 1970 through 2013[1.10].

構造への適用が始まった．FRP 使用率は 6 %であり，垂直安定板を CFRP 化したことで 250 kg の削減となった. 図 1.7 に示す小型機 A320 では 10 %使用され[1.11]，1990 年代に入ると，後部圧力隔壁やキールビームのようなより重要な部位を CFRP 化した A330，A340 が登場した．図 1.8 に示す 2007 年就航の A380 では，GLARE を含む最先端の複合材を 25 %使用し, 15 ton の重量削減に成功した[1.11]. 同機では Al 箔にガラス繊維布を接着した GLARE を，民間機で初めての胴体上部パネルに用いている．図 1.9 の 2013 年の運用開始が見込まれている中型機 A350XWB は，Boeing 社の 787 型機の対抗機種として，52 %の複合材料化を見込んでいる[1.12].

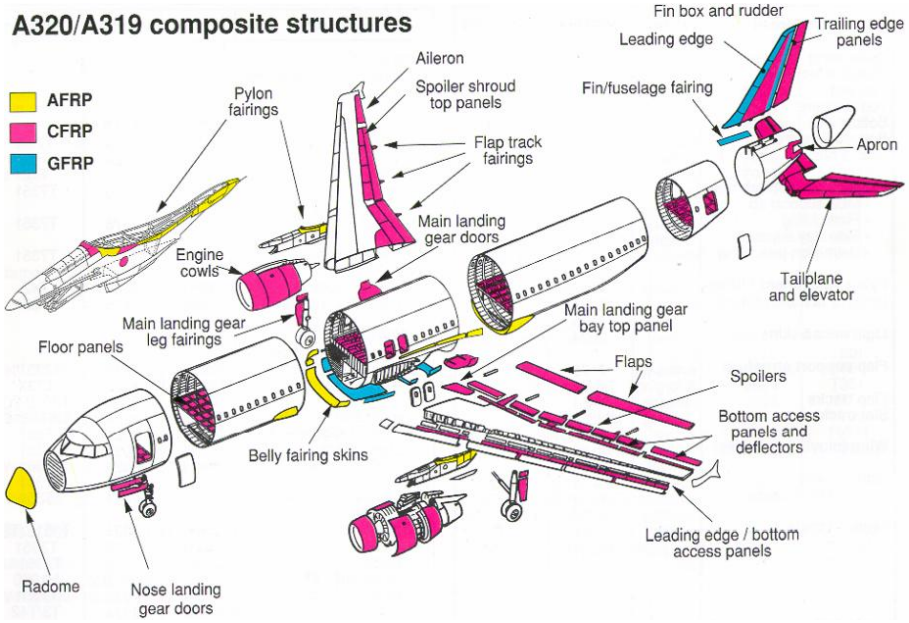


Fig. 1.7 Airbus A320 composite applications[1.11].

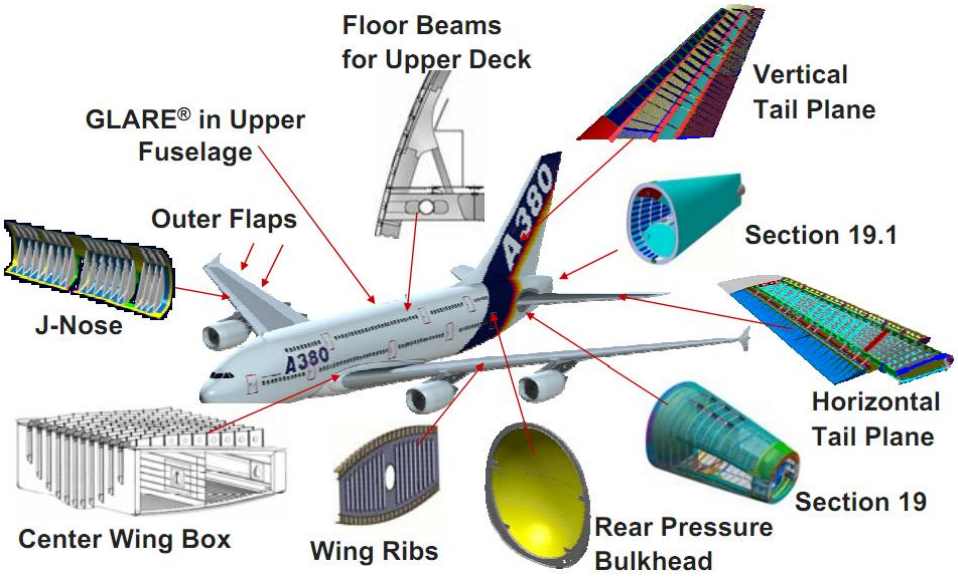


Fig. 1.8 Airbus A380 state of the art composites[1.11].

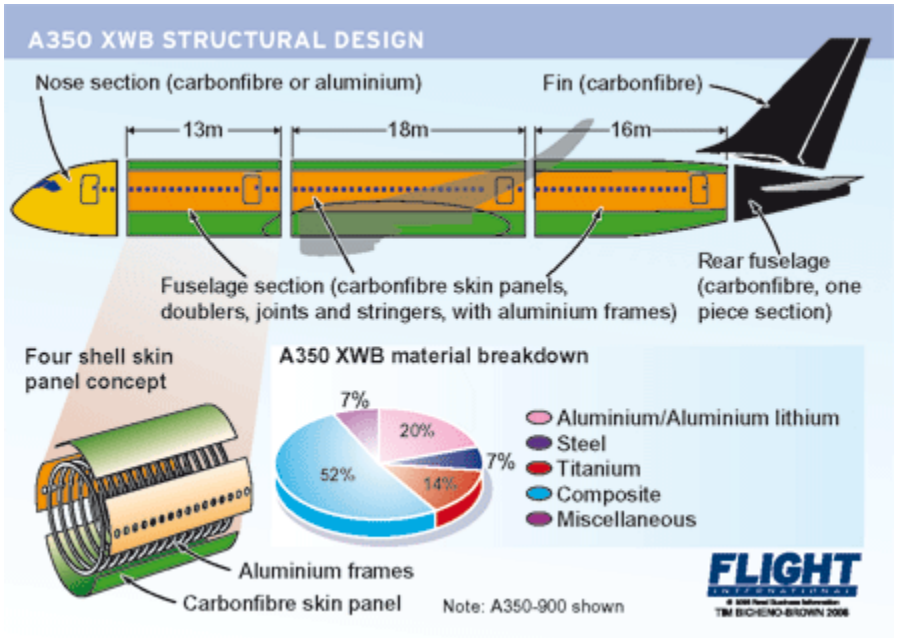


Fig. 1.9 Material breakdown of Airbus A350XWB[1.12].

1.1.2　旅客機の整備

旅客機の整備は，製造メーカーの作成する整備基準に準拠した整備プログラムを，運航会社側が設定して執り行う．現在，旅客機の多くの構造部材は損傷許容設計が取り入れられている．設計段階から初期損傷の存在や，後天的な損傷発生が考慮され，これらが進展して致命的な損傷となる前に検知されるよう，各整備の間隔が定められている．そして検知された損傷は，製造メーカーの規定する構造修理基準（structural repair manual, SRM）に従い，修繕や部材交換が行われ，機体構造の安全性が確保されるよう設計されている．

旅客機整備の実施間隔の一例を表 1.3 に示す(1.13)．旅客機には，簡易的なものから順に A, B, C, D と称される 4 種の整備があるが，多くのエアラインでは A 整備（A check）の際に B 整備を合わせて行っている．したがって，大きくは A, C, D 整備に分類される．

Table 1.3 An example of intervals of each check for a commercial plane (1.13).

	国内の現用機体				次世代機	
機種	A320	B737	B767	B777	A350	B787
A 整備（飛行時間）	350	250	500	500	1000	1000
C 整備（飛行時間）	3000	4000	3500	5000	12500	6（経過年数）
重整備（経過年数）	5	4	6	8	14	12

Fig. 1.10 Through flight check for commercial aircraft structures(1.14).

ライン整備（飛行間点検）*[1] である A 整備は検査間隔が短く，最も傷みやすい動翼，ブレーキ，エンジン，離着陸に使用するタイヤなどの高リスク部位に限定した点検がなされる（図 1.10）．Boeing 767–300 型機では 30–40 工数を 8 人前後のチームで 5 時間ほどかけて行う．最終便到着後の夜間に行うため，運航を休止する必要はない．

ドック整備*[2] である C 整備（C check，図 1.11）は運航を 5–10 日間休止して行われる．A，B 整備の内容に加え，諸系統の配管，配線，エンジン，着陸装置などを入念に点検するほか，機体構造の検査，各部の給油，装備品の時間交換などを行う．

重整備（heavy maintenance visit, HMV または D check）は全構造を徹底検査するドック整備である．各構造部材を分解し非破壊検査技術（1.1.3.1 参照）を用いて内部の損傷を詳細に検査する．許容できない損傷が見つかった場合は，修繕や交換がなされる．腐食の除去や防錆措置，機体の再塗装や各種システムや装備品の整備も合わせて行われる. Boeing 767–300 型機では 4,000–13,000 工数から成り，2 週間–1 ヶ月程度を要す.

その他にもフライト毎に実施される飛行前点検（pre–flight check, PF）や毎飛行後点検（every post flight check, EPR），飛行間点検（thru flight check, TH）などがあり，航空機全体の外観点検（簡易的な目視検査）がなされる．本研究では，

Installation of airplane structures

Platform mounting

Replacement of a landing gear

Engine check

Panel opening

Fig. 1.11 Dock check for commercial aircraft structures[(1.14)].

*[1] ライン整備は，フライトを終えた航空機が次のフライトを行うまでに実施される整備である．通常は屋外で行われる．

*[2] ドック整備は格納庫（ハンガー）に機体を搬入して行う整備である．

この毎フライト点検に組込み可能な機体構造全域の衝撃検査法を提案する．

図 1.12 は Boeing 社の最新鋭旅客機 787（図 1.3）の整備間隔とメンテナンスコストを，同社の従来機 767 と比較したものである．運用開始後 12 年間のメンテナンス工程を 767 機の 70 %まで低減でき，12 年間でフライト可能日を 52 日間増やすことができるとしている．重整備は 12 年に 1 度実施すれば良いとしている．これらは，FRP 材を疲労や腐食しやすい部位に用いたことや，一体成形技術によりファスナやジョイントの数を減らして整備工数を大幅削減したことによる成果である．しかし，このように長い整備間隔であっても安全性を保つには，機体を重厚に設計しなければならない．航空機構造は，突発的に予期せぬ損傷が発生した場合も，大過なく次の整備を迎えられるよう，損傷を許容する設計がなされている．時間やコストをかけずに整備可能であれば，整備間隔を短くして，構造軽量化を図る戦略が採られるはずである．複合材を多用する Boeing 社の 787 機や Airbus 社の A350XWB 機は，整備数の低減（整備間隔の長期化）を謳っているが，これを裏返せば，検査技術が発達し整備時間が短縮化された場合には，より軽量な機体の実現可能性が示唆される．

次項では，複合材製旅客機の構造検査技術の現状について述べる．

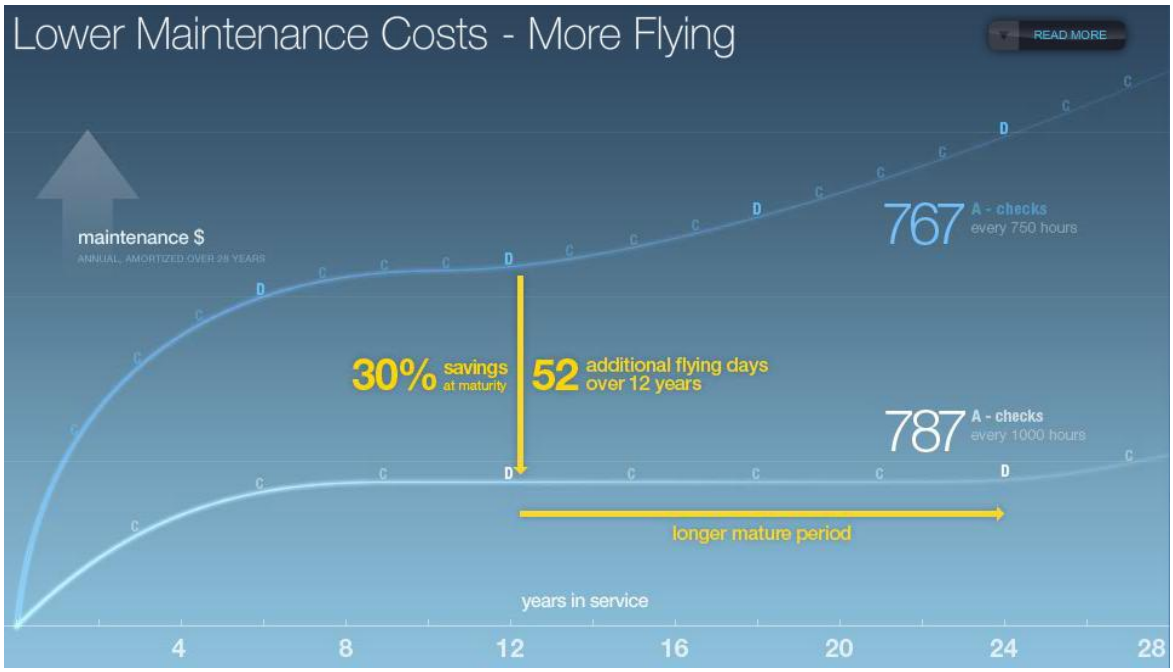


Fig. 1.12 Lower maintenance costs of Boeing787[1.9].

1.1.3　FRP 製旅客機の構造検査技術

航空機用 FRP（fiber reinforced polymer, FRP）構造の歴史はまだ浅く，その破壊過程や耐久性, 耐衝撃性の詳細は十分に明らかにされていない. 大部分に FRP 部材を取り入れた最新鋭機を長期運用していくには，構造健全性を短期的に検査し，異常が見つかった場合には直ちに対処するような体制が不可欠となる．しかしながら現行の目視検査や非破壊検査では，多大な時間，コストを要し，検査中の運用停止期間は航空会社にとって大きな痛手となる．これは，複合材の航空機分野への急速な適用拡大を妨げる要因になりかねない.

FRP は積層構造であることから，比較的小さな面外荷重であっても層界面がはく離してしまう．層間はく離とよばれるこの損傷は，構造の内部で発生するため外表面の目視観察では検出困難である上，機械特性が大きく損なわれることから最も重大な問題とされている．例として Boeing 787 型機の主翼などに用いられている各種 CFRP 材の衝撃後圧縮強度試験（compression after impact, CAI）の結果を図 1.13 に示す[(1.15)]．投影面積にして 1000 mm^2 以下の小さな層間はく離であっても圧縮強度は半分以下にまで低下する．航空機は，下記のような面外方位の衝撃荷重を受けることで，層間はく離が発生する危険に常にさらされている.

- 航行時の落雹や落雷，離着陸時の小石の巻上げや鳥衝突（bird strike）
- 着陸時の機体尾部の滑走路との接触（tail strike）
- 飛行場での他車両との接触（乗客用乗降車：パッセンジャーステップカー，荷物積載車：カーゴローダー，整備用の高所作業車：シザーカー，給油車：リヒューエリングカー，飛行機を誘導路まで運び出すトーイングトラクター，給水車，汚水車など）
- 点検，整備時の工具落下や作業台との接触

以上のことから，航空機構造の設計では，過剰な安全率をもって層間はく離による強度低下に対処する他ない．すなわち，突発的に予期せぬ層間はく離が発生しても，進展して致命傷となる前に次の検査・整備を迎えられるよう，過剰に重厚な設計が採られる. 現状では, 圧縮強度の20–30 %の値が用いられており，軽量な材料という最大の強みが十分に活かされていない．複合材旅客機の衝撃損傷検査を，フライト後に毎回実施できれば，安全性を高められる上に，構造の安全率低減によって大幅な軽量化が実現する．さらに一機あたりの生涯フライト数も向上でき，大きな経済的効果および環境負荷低減効果が得られる．毎

フライト検査の実現には，旅客機の一般的なフライト間隔である1時間の間に構造全域の衝撃損傷検査を終えなければならない.

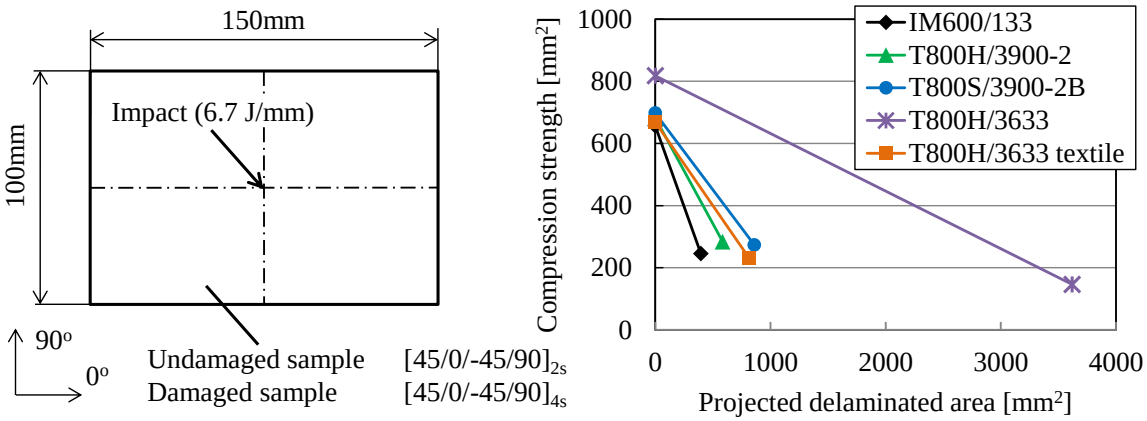


Fig. 1.13 Compression after impact (CAI) of various CFRP laminates obtained by the Suppliers of Advanced Composite Materials Association (SACMA) SRM 2R: specimen configuration (left); CAI results (right) [1.15].

1.1.3.1 非破壊検査

航空機用 FRP に適用可能な非破壊検技術には，目視検査や音響検査（打音検査），超音波探傷検査，X 線検査，渦電流探傷検査，パルスサーモグラフィ検査などがある．各検査技術とその利点・欠点を順に述べていくが，航空機検査に求められる信頼性を有し，かつフライト後に毎回実施可能な短時間検査は存在しない．各検査にはそれぞれ，適した損傷の種類，部材の種類というものがあるため，旅客機検査においても，表 1.4 のように用途に応じて使い分けられている[(1.13)]．したがって，短時間で，構造全体を包括的に検査し，損傷発生の疑われる箇所を絞り込む技術が確立されれば，これらの非破壊検査技術と組合せて効率的な診断を行うことができる．小さな検査対象物であれば高精度・高信頼性の検査が可能な上記の非破壊検査技術と，大型構造でも短時間で実施可能な簡易的検査が，相補的な役割を担う診断システムが誕生すれば，複合材製航空機のさらなる軽量化が実現する．

Table 1.4 Various non–destructive inspections for commercial airplane structures [(1.13)].

検査方法	対象構造	損傷形態
目視	構造：複合材全般 部位：機体全般	デント，スクラッチ エロージョン，焼損
打音	構造：サンドイッチ構造（表層） 部位：動翼，フェアリング	はく離
超音波	構造：積層板，サンドイッチ構造 部位：翼，胴体等の主構造	はく離，ボイド，異物侵入
X 線	構造：サンドイッチ構造 部位：動翼，フェアリング	水侵入，ハニカムコアの変形
サーモグラフィ	構造：サンドイッチ構造，（積層板） 部位：動翼，フェアリング等	はく離，異物侵入

(1) 目視検査（visual inspection）や音響検査（打音検査）

層間はく離の検出手法は，目視検査や音響検査（打音検査）が最も一般的である．図 1.14 に示す目視検査では構造全域のデント，スクラッチ，エロージョン（埃などの粉塵による摩耗），焼損を検出対象とする[1.16, 17]．

デントは衝撃荷重を受けて構造表面がくぼむ損傷であり，その下部（構造内部）には層間はく離が存在する可能性がある．したがって目視検査では，デントを検出することで，間接的に層間はく離の有無を調べている．Airbus 社は，定期的な目視検査で衝撃損傷を検知できるように FRP 部材を設計すべきとしている．定期目視検査にて，（検出目標の下限のような）小さな衝撃損傷であっても，90%の確率（信頼区間：95%）で検出できるよう，デント深さにクライテリ

Fig. 1.14 Visual inspection for aircraft structures[1.16, 17].

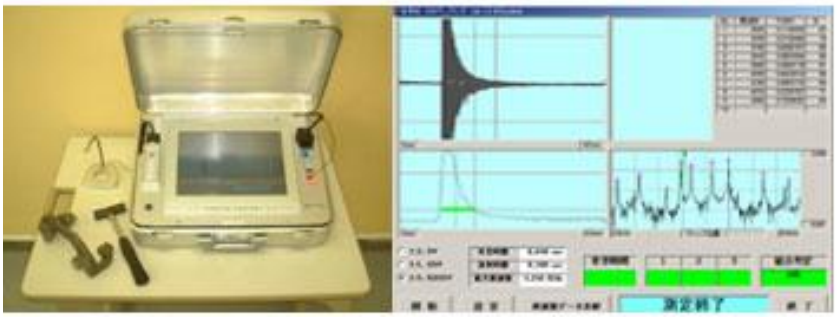


Fig. 1.15 Sound signal processing system in hammering test.

アを設けている[1.18].

また，（デント検出を介する間接的な）層間はく離の目視検出限界は，厚さ方向投影面積にして 300 mm^2 といわれることから，新たな損傷検出手法を開発する際にはこれ以上の検出感度を追及する必要がある.

図 1.15 に示す音響検査では，動翼やフェアリングに用いられるサンドイッチ構造を対象とし，層間はく離による音響の変化を検出する．しかし，短時間で広範囲を検査することはできない.

両手法とも人の目や手に頼った検査であるため，損傷を看過する危険性を排除しきれない．また検査官の熟練度や，周囲環境（目視検査の場合は照明環境が重要となる．屋外検査の場合は日光など）にも左右され，検査時間および検査コストも大きい．飛行前点検では簡易的な目視検査のみが行われ，A 整備であっても動翼，ブレーキ，エンジン，タイヤなどリスクの高い部位しか調べられない．目視検査や音響検査による，主翼，尾翼，胴体などの衝撃損傷検査をフライト後に毎回実施することは難しい.

(2) 超音波探傷検査（ultrasonic testing, UT）

構造物に超音波を照射し，その反射波あるいは透過波を計測する．損傷での反射特性，透過特性が異なることから，受信波形の変化および変化発生の時刻から，損傷やその位置を同定できる．主なターゲットは層間はく離，ボイド，異物混入である．超音波探傷検査は大きく分類して，垂直探傷法や斜角探傷法，超音波が内部の欠陥で反射して受信用プローブに到達する時間の差から欠陥を探査する Time of Flight Diffraction（TOFD）法，検査対象物内の任意の点に超音波を集中させて探傷するフェーズドアレイ法がある．

超音波探傷は小さな損傷であっても検出可能であり，その形状を正確に把握できるほど精緻な損傷画像を作成できる．特に東芝社が全日本空輸の協力を得て開発した 787 機用のポータブル型超音波非破壊検査装置（図 1.16）は，開口合成技術を基に内部損傷の 3 次元画像化を実現し，Boeing 社のメンテナンス用指定検査装置に採用されている(1.19)．このように超音波探傷は，複合材製旅客機においても，高信頼性かつ高精度の有力な非破壊検査技術と目されている．

しかし，探触子（プローブ）を走査させて構造全域の状態をスキャンする必要があること，探触子用ガイドレールなど装置上の制約から検査対象に制限があることにより，航空機のような大型構造では膨大な検査時間や設備コストが課題となる．水深式超音波検査や，プローブが侵入できない箇所の検査は，構造の分解を要するため，経済性・効率性はさらに損なわれる．したがって航空機構造では, 詳細な超音波探傷検査は 4 から 10 年に一度ほどに制限されている．

近年では，水深不要かつ非接触での検査を可能とする空中伝播超音波の研究開発が進んでいる(1.20)．図 1.17 に示すレーザー励起超音波（laser ultrasonic）は非接触でありながら，レーザー光の高収束性により高い空間分解能を期待できる(1.21)．

Fig. 1.16 3D ultrasonic inspection system Matixeye™ developed by Toshiba(1.19).

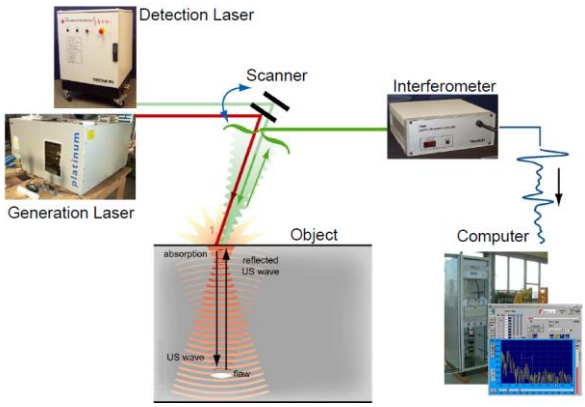


Fig. 1.17 Damage diagnosis system using laser ultrasonic(1.21).

(3) X 線探傷検査（X–ray testing, XT）

X 線検査には大きく分類して回折検査と透過検査がある．

回折検査では，検査対象物に X 線を照射し，物質内の結晶格子によって回折されたものを測定する．この回折波は，物質の結晶構造，元素構成，残留応力場の情報を含んでいる．非破壊で高精度の応力分布が取得できるため，重機や自動車の部品，原子力発電設備などの大部品から，小さな電子部品まで，様々な検査に用いられている．

一方，CFRP の非破壊検査には主に透過検査が用いられる．透過検査では，検査対象物を透過した X 線を計測する．X 線が物体との相互作用によって吸収・散乱し，減衰しながら検査対象を透過する．損傷が存在する場合は，健全部との密度差などが生じるため，透過 X 線量が変化する．また透過に要する時間の差を利用する場合もある．航空機検査では主に，動翼やフェアリングのサンドイッチ構造の，吸水やハニカムコアの変形の検出に用いられている．

最新のマイクロフォーカス X 線 CT 検査（micro–focus X–ray computed tomography inspection）装置である東芝 IT コントロール製の TOSCANER–30000 シリーズの装置概要を図 1.18 に示す[1.22]．X 線を平面状でなく，三次元のコーン形状で供試体に照射し（図 1.19），透過したものを平面 X 線検出器（flat panel detector, FPD）で観測することで，1 度のスキャンによって供試体の三次元内部画像を取得できる．検査対象が直径 10 mm ほどであれば，2.5 μm の極微小欠陥であっても検出可能となる． 一方，最大スキャンエリアは直径 200 mm ×高さ 300 mm であり，この場合の空間分解能は約 100 μm となり，これ以下の損傷の検出は難しくなる．また，スキャンエリアに収まる供試体であっても，X 線が透過できない場合もあり（最大透過能力 : アルミニウムでは 150 mm，鉄では 30

Fig. 1.18 Micro–focus X–ray computed tomography inspection equipment, TOSCANER–30000 developed by Toshiba[1.22].

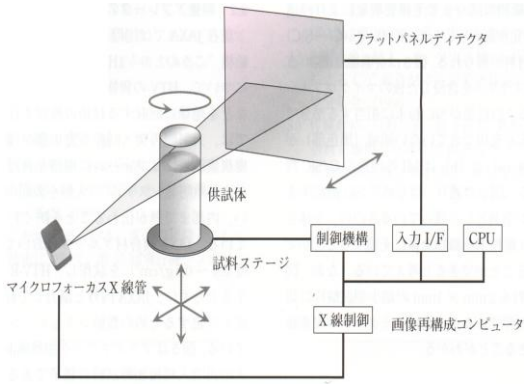


Fig. 1.19 Schematic system of Micro–focus X–ray computed tomography inspection[1.22].

mm)，材質によって最大スキャンエリアは減少する．例として，衛星用のスラスタ（軌道投入や姿勢制御のためのロケットエンジン）の燃焼器構造の候補素材として開発された炭素繊維強化炭化ケイ素（C/SiC 耐熱複合材料）の，マイクロフォーカス X 線 CT 画像を図 1.20 に示す(1.22)．黒色に近いほど X 線吸収量が低く，低密度あるいは軽元素の領域を示す．図中の白色部は SiC 粉末に相当し，黒色部のように SiC が十分に充填されていない領域がみられる．

このように，マイクロフォーカス X 線 CT 検査は，微小な内部損傷の三次元図を取得する場合や，診断対象自体が複雑形状である場合には非常に有力な高性能検査法となる．したがって構造材料の研究・開発段階での用途は今後も拡大するだろう．しかし，本手法による旅客機の大型構造検査は，検査時間とコストの点から現実的でない．

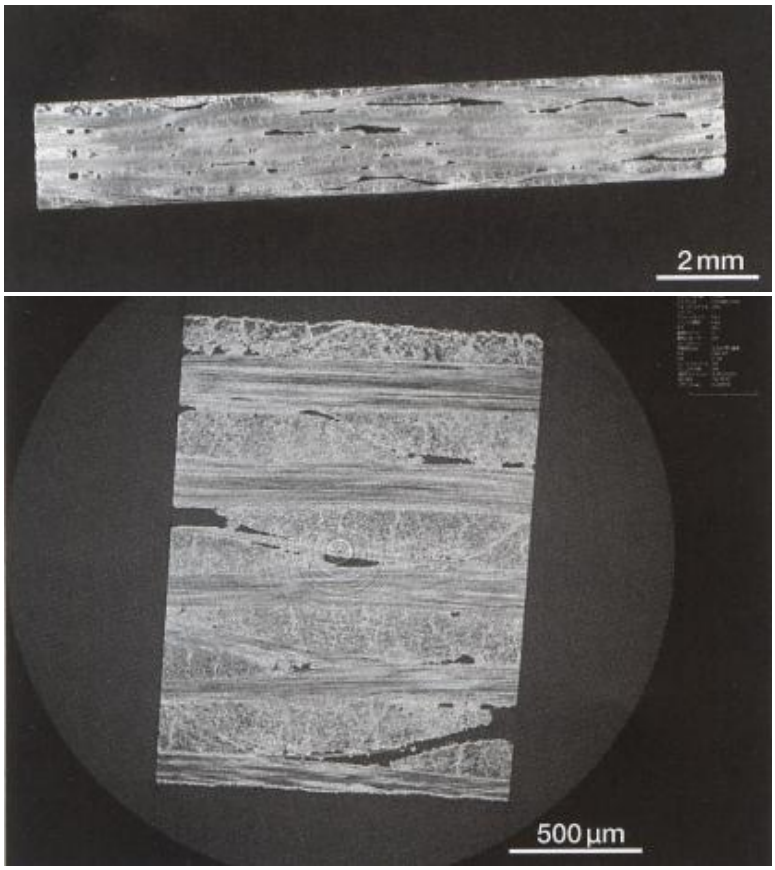


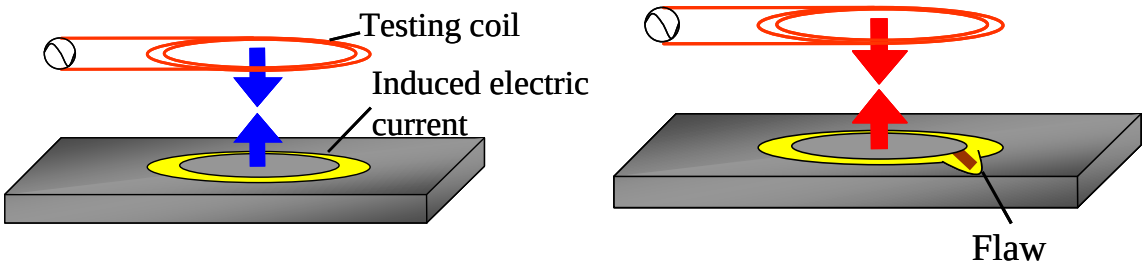
Fig. 1.20 Cross section of a C/SiC composite material observed by the Micro–focus X–ray CT(1.22).

(4) 渦電流探傷検査（eddy current testing, EDT or ET）

渦電流探傷法では，試験体に誘導電流を発生させ，損傷による渦電流の変化を受信することで診断する．試験体は導電性を有するものに限られる．図 1.21(a)に示すように，交流電流を印可したコイルの周辺には交流の磁場が形成される．コイルを検査対象に接近させると，電磁誘導作用により試験体内に渦電流が励起される．き裂などの不連続部が存在する場合は，図 1.21(b)のように，一部の渦電流の伝導が阻害される．渦電流の変化は周辺磁場に影響を及ぼし，コイルが反作用として受ける起電力を変化させる．このコイルの起電力変化を測定することで，損傷検出が可能となる．渦電流経路に対して垂直なき裂面を有する損傷ほど検出感度が高くなるため，損傷の種類，位置，向きに応じてプローブを選択することで検出感度が向上する．プローブには自己誘導型と相互誘導型があり，またコイルの数及び設置状況によって単一方式（図 1.22(a)），自己比較方式（b），標準比較方式（c）に分類される．

渦電流探傷法は，非接触検査が可能，超音波探傷法に比べ高速検査が可能，安価な設備，小型かつ持ち運び可能といった利点を有する．また近年，超伝導の量子化現象を利用した超高感度センサ (supercoducting quantum interference device, SQUID)が導入されつつあり，大幅な精度向上が期待されている[1.23,24]．

一方渦電流探傷法の短所としては，損傷の大きさ・位置によって出力信号への影響量が異なるため[1.25]，出力信号から損傷サイズや形状の情報を抽出できないことが挙げられる．また，検査対象とプローブの距離の変化（リフトオフの変化）や，検査対象表面の微細な凹凸によってもノイズが発生するため，複雑形状物の検査に向かない．金属等の電気等方性材料の場合，表皮硬化の影響から励起される誘導電流が検査対象の表面部に励起されるため，試験対象の深部に存在する損傷・欠陥を検出することが難しい．CFRP 積層材のような電気的異方性を持つ材料では，渦電流の経路が複雑となり，金属材で得られたデータベースやノウハウが活かせず，受信信号と損傷とを関連付けるためのデータ解析

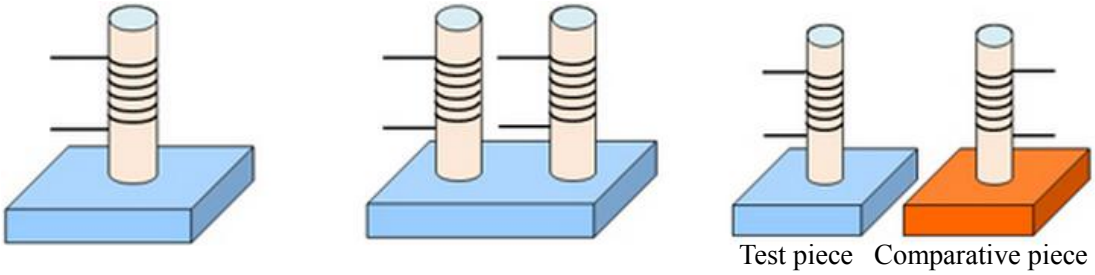


(a) Induced electric current on a specimen with no flaw　(b) Induced electric current on a specimen with a flaw

Fig. 1.21 Principle of Eddy Current Test.

技術が未確立である．また CFRP 積層材は，面外方向に比べて導電性の高い面内方向に誘導電流が励起されるため，層間はく離のように面内方向と平行なき裂面を有する損傷の検出感度が低くなるため，その克服を目指した改良策が研究されている．

超音波検査と同様に，コイルを走査させて構造全域の状態をスキャンする必要があり，走査用のガイドレールを要するため，旅客機のような大型構造では膨大な検査時間や設備コストも問題となる．全日本空輸の航空機構造点検プログラムでは，Being 747–400 の胴体うち，ラップジョイント部の疲労検査に二種類の渦流探傷検査が用いられている(1.26)．しかし同疲労検査の中で最も多い 4,500 の工数を必要とし，それぞれの検査間隔は 9,000 フライト，3,000 フライトと長く設定されている．以上のことから渦流探傷を 1 フライト毎の検査に用いることは難しい．



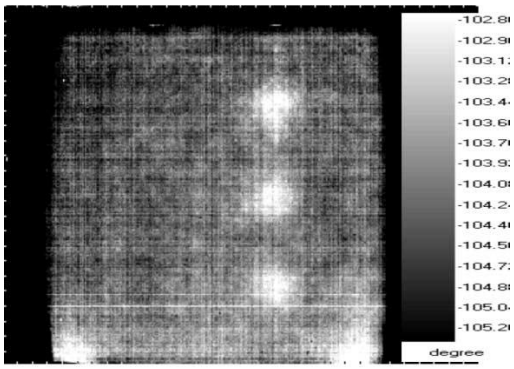
(a) Absolute coil system　(b) Self–comparison arrangement　(c) Standard comparison coil method

Fig. 1.22 Various eddy current testing probes.

(5) パルスサーモグラフィ検査（pulsed thermography）

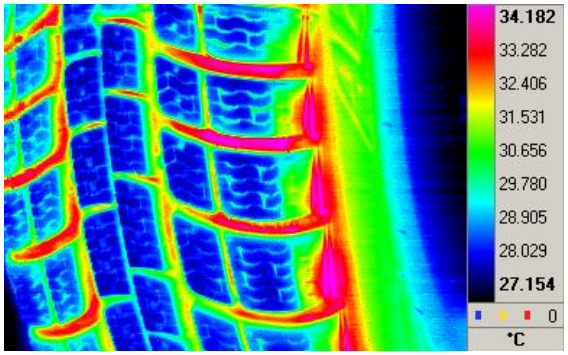
パルスサーモグラフィ検査では，損傷による構造内の局所的な熱伝導変化を利用する．被測定物の表面をフラッシュライトなどで瞬時に暖め，内部への伝熱過程のおける表面温度の変動を赤外線サーモグラフィで観測する．例えば内部に層間はく離が発生する場合，健全部よりも熱伝導率が低くなる．したがって，図 1.23 左のようにはく離上部の表面温度は，降下が遅れる．非接触で検査可能であり，はく離以外にも，き裂，気泡等を検出し，発生位置，形状，大きさを高精度で推定できる．ロックイン方式とよばれる検査法では，フラッシュライトなどで被測定物を繰返し加熱し，表面温度変動を取得して周波数成分を解析することで，より高精度な損傷形状と，損傷発生位置の深度に関する情報が得られる．

パルスサーモグラフィ検査は被測定物の表面あるいは表面近傍の検査に適するが，厚板構造の深部に発生した損傷の検出は難しい．被測定物の表面を一様に加熱あるいは冷却する必要があるためヒータや冷媒を要する．また構造表面の温度分布は，加熱方法（冷却方法）や周辺環境の影響を受けやすい．試験体が小さい場合や，温度管理された槽内で検査する場合は問題とならないが，旅客機のような大型構造に均一温度場を付与するのは非常に困難である．旅客機が格納されるハンガー内であっても温度管理は難しく，ライン整備のように屋外で行われる整備への適用は技術上不可能である．さらにサーモグラフィカメラやヒータを走査させるためのガイドレールを敷設する必要があり，旅客機のような大型構造では膨大な検査時間，設備コストがかかる．



Heating period $T = 40$ min.

Concrete specimen with delamination cracks[1.27]



Automobile tire at a high speed rotation[1.28]

Fig. 1.23 Lock–in thermal images.

1.1.3.2 構造ヘルスモニタリング

近年，構造物を安全に運用するために構造ヘルスモニタリング（structural health monitoring, SHM）が注目され始めている[1.29]．これは，常時，対象とする構造の健全性を監視する手法のことであり[1.30]，航空機に限らず原子炉施設や宇宙構造機器，ダムや橋などの土木構造物など，厳しい環境下におかれた構造物においては既に必須の技術となっている．膨大なコストと労力を要する定期検査が不可欠となる大規模構造物では特に，大幅に保守費用を削減できる．

旅客機構造全体の健全性を常に監視し，損傷発生の疑われる箇所を特定できるヘルスモニタリング技術は，1.1.3.1 で挙げた非破壊検査技術と相補的な役割を果たすものであり，両者を組み合わせることで，複合材製航空機の毎フライト検査の実現可能性が生まれる．

ヘルスモニタリングに関する研究は，構造に設置するセンサやデータ転送などデータ取得方法に関する研究（センシング技術）と，データから構造の状態を診断する技術に関する研究（診断技術）に分けられる．

FRP 製航空機用ヘルスモニタリングの代表的なセンサは，光ファイバセンサ（fiber bragg grating, FBG）である[1.31]．FBG センサの反射光スペクトルの変化から瞬時に軸方向ひずみの分布を取得できる．また事前に，センサ出力と損傷発生やその進展度合いとの関係性を取得しておくことで，損傷の種類，位置，大きさを推定することもできる．光ファイバの構造内への埋込みが機械特性に好ましくない影響を与えることが懸念されていたが[1.32]，センサの小径化技術により改善されており[1.33]，図 1.24 に示す新規開発された FBG センサは直径 40 μm（ポリイミド被覆管径 52 μm）ほどまで細径化が進んでいる[1.34]．一本の光ファイバの敷設で多数点の計測が可能であり，ファイバ自身を用いた信号の伝送に

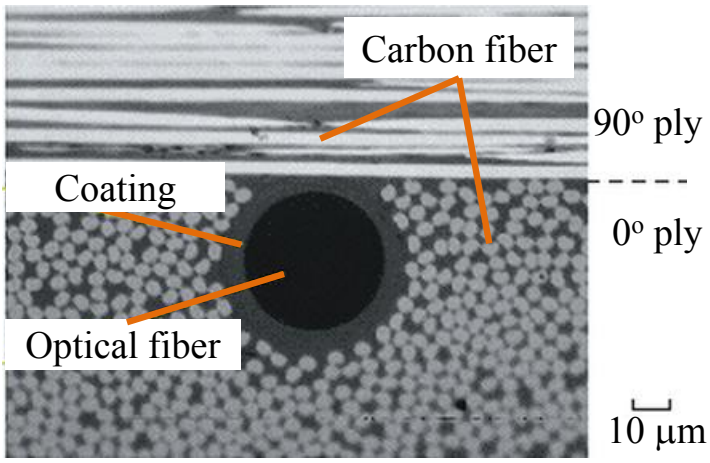


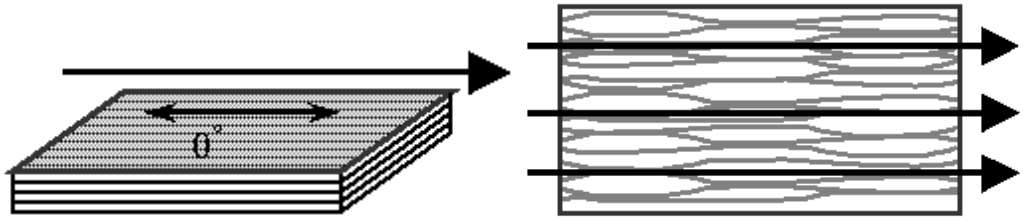
Fig. 1.24 Jet fan for tunnel ventilation system[1.34].

より，測定システムやコンピュータと組み合わせてオンラインの観察が可能である．また，光ファイバの修繕方法も徐々に確立されつつあり，500 時間の浸水試験によって湿潤環境でも長期的に使用できること[1.35]，FBG 埋込み FRP 板のエロージョンモニタリング[1.36]にまで対応できる汎用性など，目覚ましい発展とともに注目度が高まっている．航空機胴体を模擬した CFRP 試験体の損傷検出も検証され，実用に向けて着実に進んでいるといえる．

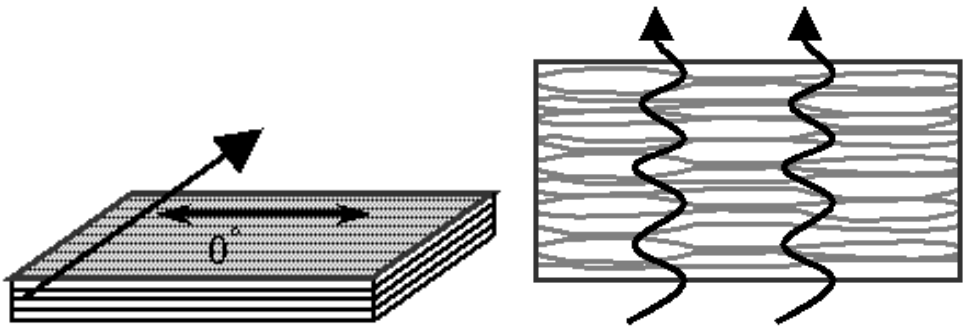
1.2 電気抵抗変化法による複合材航空機の毎フライト検査の提案

1.2.1 従来電気抵抗変化法

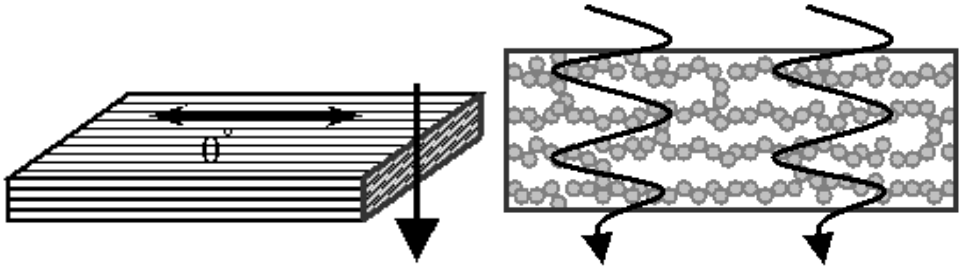
本研究では，損傷や変形によって生じる微小な CFRP の電気抵抗変化を検出する電気抵抗変化法[1.37–41]を用いる．CFRP の強化材料である炭素繊維は電気良導体であり, 各層は繊維方向に高い導電性を有する（図 1.25(a)）. 繊維直交方向，厚さ方向は，母材である樹脂が絶縁体であるものの，隣接する炭素繊維同士の接触（図 1.25 (b),(c)）により電流経路が形成されるが，その電気抵抗率は，繊維方向と比較して 10,000 倍以上となる．電気抵抗変化法は，この CFRP の導電性を利用し，構造の変形や損傷発生に伴う構造物の抵抗変化を検出する技術である. 構造自体をセンサとして利用するスマート構造（smart structure/material）と，



（a）Fiber direction



（b）Transverse direction



（c）Thickness direction

Fig. 1.25 Electrical paths in a CFRP laminate.

構造ヘルスモニタリングの二領域にまたがる検査技術といえる．抵抗の変化は，図 1.26 のように CFRP 構造表面に作製した電極を用いて測定する．炭素繊維自体がセンサの役割を果たすことから，センサの埋込みによる構造の機械的特性低下や，構造重量の増加の心配はない．また，抵抗を測定するだけであるため設備も安価であり，短時間かつ簡便に検査できることから，機体をフライト毎に検査可能な新しい診断手法として期待されている．さらに，後述する FRP 製航空機構造の耐雷撃用金属シールドを，電極や配線として兼用することができれば，検査に必要な設備のほぼすべてを現存設備（他目的で航空機に搭載されているもの）で賄えるようになる．これは，上述した FBG センサ利用のヘルスモニタリングと比べても大きなアドバンテージとなり，電気抵抗変化法の大きな強みの一つといえる．

しかし, これまでの電気抵抗変化法の検査対象は, CFRP 梁型試験片や 200 mm 以下の平板など小さなものであった．実機適用水準の信頼性や損傷検出感度を得るためには，構造表面に電極を密に配置して多数の電気抵抗値を取得する必要があり，膨大な数の電極やその配線，および測定器を要することが大きな問題となっている．例えば 100 cm^2 あたり一つの測定区間を配置すると，最新の中型旅客機 Boeing 787–7 の主翼と胴体を合わせ，百万点以上の測定が必要となり，測定区間と測定器の接続切換えにも多大な時間を要する．したがって，大型 CFRP 構造を検査するために，何らかの工夫が必要になる．

また従来法は，層間はく離の位置や寸法を同定するために，ニューラルネットワーク(1.42)や応答曲面(1.43)などのノンパラメトリック法を利用した逆問題解析手法が用いられてきた．これらの手法は高精度な損傷同定を実証しているが，損傷による電気抵抗変化量と損傷との関係を知るために，位置および寸法の異なる損傷を与えた CFRP 材のデータを収集する必要があり，多くの破壊試験，または，損傷をモデル化した多数の数値解析を要する．異なる CFRP 部材すべてに

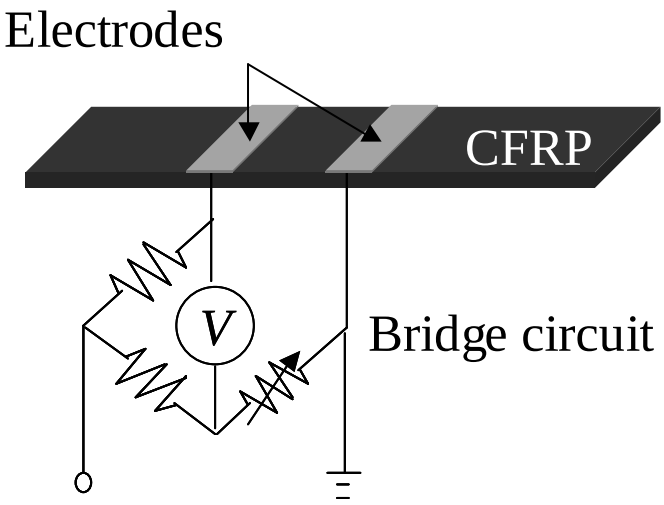


Fig. 1.26 Measurement system of electrical resistance resistance change method (ERCM).

対し，膨大な損傷データを収集することは，時間的および経済的な制約により現実的でない場合が多い．しかし，損傷の看過や軽視が致命的な事故を招きかねない高リスクの部材に対しては，高信頼性・高精度の損傷検査が第一に要求されるため，逆問題解析手法はそのような用途を主目的としている．

近年では，損傷検出（損傷の有無の判定）のみに限定して，コスト削減，検査時間の短縮化，検査作業の簡便化を図った手法も検討されている．航空機においては，翼先端部やフラップなど大きな荷重を請け負わない構造部などの診断は，高コストかつ高精度の損傷同定（損傷の位置，形態，規模の正確な特定）ではなく，低コストかつ迅速な損傷検出が要求される．そこで，損傷時の電気抵抗を健全時と統計的に比較して損傷を検出する手法(1.44,45)が提案され*，実験数や解析

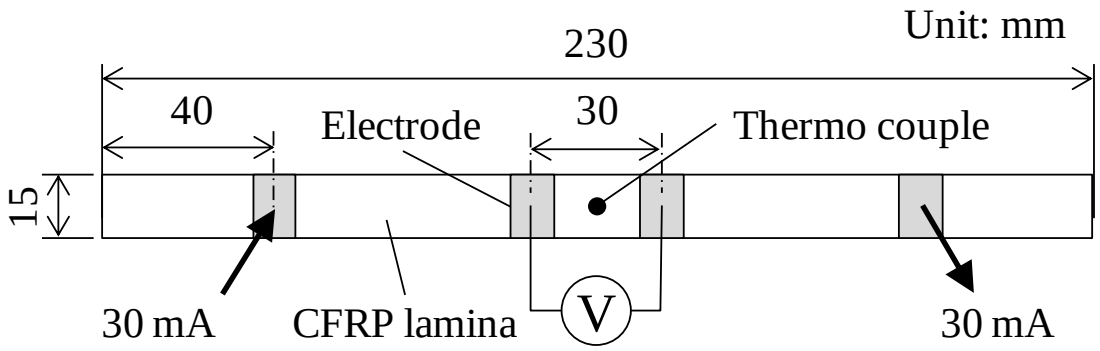


Fig. 1.27 Configuration of measurement of temperature characteristic of resistance of unidirectional CFRP monolayer $[0]_T$ (PYROFIL #380; Mitsubishi Rayon Co. Ltd.) by means of the four–probe method.

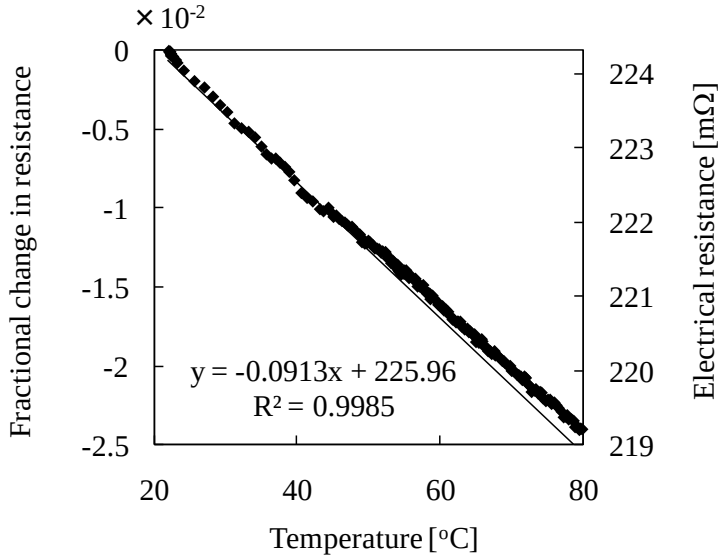


Fig. 1.28 Temperature characteristic of resistance of unidirectional CFRP $[0]_T$ (PYROFIL #380; Mitsubishi Rayon Co. Ltd.) measured by the four–probe method.

* 本研究でも文献 1.25,26 と同様の統計的データ解析手法を用い破壊実験や解析を不要とする．

数が大幅に削減された．ただしこれらの研究は，周囲環境が一定という条件の下で，電極損傷を想定せずに行われている．実際には周囲温度(1.37)や湿度(1.38)により電気抵抗は変化する．さらに電気抵抗を測定するために CFRP 構造表面に設置する電極部の損傷や，電極と CFRP 構造界面の接触状態の経年変動によって，接触電気抵抗が変動する． CFRP 構造の健全性とは関係のないこれらの電気抵抗変化は誤判定を招く恐れがある．例として，温度変化による電気抵抗変化の測定手法と結果をそれぞれ図 1.27, 1.28 に示す．電極部の接触抵抗を除外して，純粋な CFRP の電気抵抗値を測定できる 4 電極法（直流電位差法）とよばれる手法により，試験片中央部の電極中心間隔 30 mm の区間を測定した．温度が 10 ºC 変化すると，電気抵抗は 0.9 % 程変化してしまい，正しい診断は困難となる．

したがって，周囲環境の影響をある程度許容できれば，気候の異なる土地を行き来する国際線の航空機や，四季の変化に晒される構造の検査において信頼性を確保できる．

1.2.2 二段階検査による旅客機の 1 時間検査

本研究では，従来の電気抵抗変化法を発展させ，FRP 製旅客機の全主構造を短時間で検査する「抵抗加熱利用の電気抵抗変化法」を提案する．提案手法は広域検査と狭域検査の二段階から成る．ステップ 1 の広域デント検査により構造全域から衝撃損傷の存在が疑われる箇所を絞り込んだのち，ステップ 2 の狭域はく離検査により層間はく離の有無を判定する．本項では両ステップの概要と課題を述べる．

1.2.2.1 ステップ 1：局所抵抗加熱を利用したデント検出

大型CFRP構造を短時間で検査する場合，全域を詳細に調べることは難しい．電気抵抗変化法の精度を落とさずに，大規模診断を実現するためには何らかの工夫が必要になる．そこで本研究では，検査を二段階に分割する．構造全域を簡易的に短時間で検査し，損傷の発生が疑われる箇所を特定したのち，特定された箇所のみを時間をかけて再検査する．これにより，検査対象の大きさに依らず，効率性と精度を高く保つことができ，一般的な旅客機のフライト間隔である1時間以内に全過程を終えられる可能性がある．フライト後に毎回検査できれば，安全性を高められる上に，生涯フライト数の向上や構造の安全率低減を実現できる．

第1ステップの，簡易的な全域検査においては，下記の課題を克服する必要がある．

(1) 大型 CFRP 構造検査に要する膨大な電極と配線，電気抵抗測定区間の切換えに要する膨大な時間
(2) 電極設置面から遠い（深い）位置に生じた損傷に対する検出感度の低下
(3) CFRP 積層構造の電気特性の多様性による汎用性の低下
(4) 周囲温度変動に起因する電気抵抗変動（ノイズ）による検査信頼性の低下
(5) 損傷発生前後の抵抗比較を要するため健全性が不明である既存構造検査や，製品検査に適用不可

これらを克服する簡易検査として，本研究では，衝撃負荷点に生じるデント（CFRP 構造表面のへこみ）を衝撃損傷の目印，すなわちマーカーとして検出する方法を提案する．デント部が CFRP 構造内を流れる電流を吸い寄せることを

利用し，デント部を集中的に抵抗加熱する．そして周辺の健全部よりも高温となったデント部を，温度分布や，温度変化に起因する抵抗変化を計測することで検知する．CFRP 表面に貼付される耐雷用の金属シールドを，抵抗加熱や抵抗測定に必要な電極および配線として兼用できるため，大型 CFRP 構造でも，重量増加や配線インテグレーションの問題を招かない．さらにマトリクスセンサの要領で抵抗測定区間を容易に切換えられるようになるため，検査時間を大幅に短縮できる．

1.2.2.2 ステップ 2：抵抗温度特性変化利用の層間はく離検出

広域デント検査ののちに，デント下部における層間はく離の有無を統計的手法で判定する．

統計的層間はく離検出手法では，構造に設置した多数のセンサ出力間の関係を，重回帰手法である応答曲面法により同定する．同定した応答曲面の変化を統計的に抽出する（回帰係数の信頼区間評価）ことで損傷検出を行う．応答曲面が基準状態において同定したものと異なる，すなわちセンサ出力関係が変化した場合は，損傷発生などの何らかの異常が生じたと判定される．統計的損傷検出手法では，センサ出力間の関係を同定することが，構造の状態を同定することに相当するため，構造状態を数理モデル化して，センサ出力とモデル間の伝達関数を導出する必要がない．このため，複雑な形状を持つ大規模構造物へも新たな手続きや作業を要さず適用できる．また，応答曲面の変化を統計的に検定することで構造状態を診断するため，事前に損傷状態の情報を必要せず，健全状態に測定したデータと診断時に測定したデータのみから構造状態を診断できる．破壊試験のコストまたは損傷モデルの数値解析コストは不要となる．図 1.29 のようなトンネル内換気用ジェットファンに取り付けたロードセルをセンサとし，センサ出力間の関係性変化を統計的に検出してジェットファンの状態診断を行う手法などは既に実機適用されている(1.39).

Fig. 1.29 Jet fan for tunnel ventilation system(1.48).

抵抗温度特性利用の電気抵抗変化法の提案

本はく離検査では CFRP 構造の，損傷による純粋な電気抵抗変化，すなわち損傷発生前後の電気抵抗変化を利用せず，はく離による抵抗温度特性の変化を利用して損傷を検出する．CFRP 積層構造内に層間はく離が生じると，局所的に層どうしの拘束が解放されて構造の変形性向が変化する．したがって構造を加熱した際，層間はく離の周辺と健全部において熱変形に差異が生じる．構造変形の差異は炭素繊維の変形と繊維どうしの接触に影響を与えるため，はく離周辺部と健全部の差異は電気抵抗にも現れる．すなわち，層間はく離により抵抗温度特性が変化する．本研究では，炭素繊維の抵抗熱を利用して CFRP 平板を自己加熱し*[1]，抵抗温度特性を測定し，層間はく離部と健全部における差異を，応答曲面法を用いた統計的手法(1.44,45)により検出する．構造表面に電極を作製するだけで抵抗加熱・電気抵抗測定が可能になるため検査コストを削減でき，構造全域を同時に検査可能であるから検査時間を大幅に短縮できる．抵抗温度特性を診断に利用する大きな理由の一つは，電極損傷時の誤判定を抑制することである．室温状態を基準とした電気抵抗変化量を利用することで，電極損傷による接触抵抗変化の影響を除外できる．

抵抗温度特性の変化を利用した統計的損傷検出手法の有効性は，すでに CFRP 梁構造の貫通はく離*[2] を用いた実験により確認されている(1.49)．実機適用するには CFRP 板構造に生じる埋没はく離*[3] を検出しなければならないが，貫通はく離に比較して変形拘束される埋没はく離の抵抗温度特性の変化は著しく小さくなると考えられる．また，板構造では梁構造と違って幅方向にも電流の一部が流れ，板内には複雑な電流経路が形成されることから，電極周辺の電流分布を確認する必要もある．さらに，電極損傷によって幅方向の電流経路が大きく変化する可能性があり，板構造における電極損傷の影響を検証する必要がある．本研究目的の一つは，CFRP 平板（積層構成 $[0/\pm45/90]_S$）を対象に，上記手法の有効性を検証することである（4.4 節）．

*[1] ヒータ等の外部装置を新たに設置する必要はなく，必要な設備は従来の電気抵抗変化法と変わらない．また電流量を制御するだけで任意の温度に調整可能であり，加熱毎の差の小さい温度場を与えられ，電極配置を工夫することで均一に加熱できる．

*[2] 自由端面に達する層間はく離．一端が自由端に達し，もう一端は達していないものは，半貫通はく離とよばれることがある．

*[3] 自由端面に達しない層間はく離

抵抗温度特性を利用する健全データ不要のはく離検出

上記の抵抗温度特性を利用する統計的はく離検出により，周囲環境変化や電極損傷による，構造の健全性とは無関係の電気抵抗変化の影響を除外することができる．このような工夫により破壊実験不要かつロバスト性の高い層間はく離検出が可能となったが，健全状態のデータ収集は依然として必要である．品質にばらつきの大きい CFRP は電気抵抗の個体差を無視できず，同じ形状の構造部材であっても，個体ごとに健全状態のデータを収集するコストは決して小さくない．また，健全状態と比較して損傷検出するのでは，成形時に生じる初期欠陥の検査や，健全性が未確認である既存構造物の検査に，適用できないという問題がある．

これらの問題を解決するため，CFRP を加熱して高温度域の電気抵抗を低温度域と比較することで，健全材のデータを用いずに層間はく離を検出する手法を新たに提案する（4.5 節）．層間はく離周辺と健全部では熱変形が異なり，それにより抵抗温度特性が異なる． CFRP 構造を複数の区間に分割し，それぞれの抵抗温度特性を比較すると，構造が健全であれば全区間は同様の挙動を示し，ある区間に層間はく離を生じるとその区間は他の健全区間と異なる挙動を示す．これらの区間の高温度域と低温度域における抵抗温度特性の変化を，応答曲面法を用いた統計的手法により検出する．下記の二つの利点は先に述べた方法と同様である．

- 構造表面に電極を作製するだけで電気抵抗測定および炭素繊維の抵抗熱を利用した CFRP の自己加熱が可能となるため設備コストを低減でき，構造全域を同時に検査可能であるから検査時間を大幅に短縮できる．
- 室温状態を基準とした電気抵抗変化量を利用することで，電極損傷による室温電気抵抗変化の影響を除外でき，誤判定を抑制できる．

本手法の有効性を，CFRP 平板（積層構成 $[0/\pm45/90]_S$）を対象として，はく離検出の可能性を実験的に検証することを本研究目的の一つとする．

抵抗温度特性の実験的計測手法の確立

本はく離検査は CFRP 構造の抵抗温度特性を利用する．抵抗温度特性の実験的な計測には，以下の二つの問題が残されていた．

統計的損傷検出手法により損傷の有無を判定するには，同一構造に複数の電極を設置し，各電極間の同時刻における測定値を必要とする．各測定値は相互に干渉しないことが望ましい．しかしながら CFRP 構造内の電気的ネットワークは構造の隅々にまで及んでいるため，構造を複数の区間に分け，それぞれの電気抵抗を独立に測定することは困難であった．これに対し，構造表面に作製する電極の配置の工夫により，電気抵抗の多区間独立測定を可能とする手法が開発され，CFRP 梁（積層構成 $[0_2/90_2]_S$）内の三つの隣接する電極区間を十分に電気的に分離できることが示された[1.50,51]．本研究では，提案された多区間独立電気抵抗変化測定法を CFRP 平板（積層構成 $[0/\pm45/90]_S$）に適用し（4.3.1 項），層間はく離の検出を試みる．

抵抗温度特性の実験的計測に関するもう一つの問題は，構造加熱と電気抵抗変化測定の切替えに関するものである．炭素繊維を通電し，抵抗熱により構造を加熱するため，加熱・測定ともに同一の電極を利用することになる．加熱用電流が電気抵抗の測定器に流れ込まぬよう，加熱時には測定器を切離す必要がある．加熱停止後の温度降下中に構造の抵抗温度特性（温度変化に伴う電気抵抗変化）を測定するのであるが，加熱時に測定器を切離すことが正確な電気抵抗測定を困難なものにすることが判明した．その原因は，測定器内部の温度変化，切替え回路の電気抵抗変動などである．そこで，回路内の抵抗変動の発生原因を解明し，変動を抑制する新たな加熱・測定切替え手法を提案する（4.3.2 項）．

1.3 研究目的

本研究では，1 m 以上の大型 CFRP 積層板を対象とし，広域のデント検査と狭域の層間はく離検査からなる二段階診断により，衝撃損傷（デント深さ 0.15 mm, 層間はく離投影面積 300 mm^2）を短時間で検出することを目的とする．本目的を達成するため，研究の各段階において，次のような目的を設定した．

3 章で述べる二段階検査のステップ 1：デント検査では，次のような目的を設定した．

(1) CFRP 積層板に発生したデント部の電気抵抗率の推定
静的押込みによりデントを生じさせた CFRP 板の電気抵抗変化を実測し，実測結果と有限要素法による CFRP の電場解析との比較から，デント部の電気抵抗率を推定する．

(2) 局所抵抗加熱利用デント検査の検出能力および発生位置特定能力の評価
(1)にて推定したデント部の抵抗率を用いた熱－電気連成有限要素解析により，一つあるいは二つの抵抗測定区間を持つ小さな CFRP 平板を対象に，局所抵抗加熱利用デント検査を適用し，デント周辺部の電流分布や，温度分布を調べる．温度分布からデントを検出可能であるか，またデント発生位置を特定可能であるか検証する．

(3) 耐雷用の金属シールドを利用した大型構造のデント検査の有効性検証
複合材製旅客機に設置される耐雷撃用の金属シールドを電極および配線として兼用する方法を提案し，1 m ほどの大型 CFRP 平板から深さ 0.15 mm のデントを検出可能であるか検証する．

(4) 大型構造のデント検査の実用性検証
電極の配置ずれを考慮した CFRP 解析モデルや，不均一な電気抵抗率分布を有する CFRP 解析モデルを作成し，両者が検査の信頼性に及ぼす影響を評価することで，本デント検査の実機適用における実用性を検証する．

以下は 4 章で述べるステップ 2：層間はく離検査の目的である．

(5) 複数の電極区間を有する CFRP 板構造の，各区間の電気抵抗変化を独立かつ同時に測定可能な電極配置の策定
ステップ 2 の層間はく離検査にて必要となる，CFRP 平板の多点の電気抵抗を同時に測定可能な電極配置を，有限要素法による構造－熱電気解析を利用して策定する．

(6) 抵抗加熱・電気抵抗変化測定の切替え手法の開発
抵抗加熱の停止直後から，正確な電気抵抗変化を測定可能な，抵抗加熱・電気抵抗変化測定の切替え手法を提案し，その有効性を実証する．

(7) 健全データ利用の統計的はく離検出
(5), (6)の計測技術を用い，炭素繊維の抵抗熱により CFRP 平板を加熱して温度変化に伴う電気抵抗変化を測定する．損傷材のデータと健全材のデータを統計的手法により比較する損傷検出手法の有効性を実証する．また，電極欠損による診断への影響を実験により評価する．

(8) 健全データ不要の統計的はく離検出
CFRP 構造の抵抗温度特性を，高温度域と低温度域で比較して損傷を検出することで学習健全データ不要の統計的はく離検出手法を提案し，その有効性を実証する．また電極欠損や衝撃による電極損傷などが検査信頼性に及ぼす影響を実験により評価する．

1.4 本論文の構成

第 1 章「緒言」

研究背景として，FRP の航空機分野への適用拡大と非破壊検査技術を述べ，フライト後に毎回実施可能な FRP 製旅客機の全域衝撃損傷検査の必要性を論じた．そして，本研究にて新たに提案する二段階検査による 1 時間検査のアイデアに触れ，本研究の目的を記した．

第 2 章「複合材製航空機構造の短時間全域損傷検査」

CFRP 積層構造に生じる層間はく離とデントについて説明した．両者をターゲットとする二つの電気抵抗変化検査を組合せた二段階検査を提案し，複合材製旅客機構造の短時間全域検査の可能性を述べた．

第 3 章「ステップ 1：局所抵抗加熱利用の広域デント検出」

2 章にて提案した二段階検査のステップ 1 として，大型 CFRP 構造からデントを検出する電気抵抗変化法について述べ，実験と有限要素解析を用いて，様々な観点から有効性を検証した．

第 4 章「ステップ 2：抵抗温度特性利用の狭域層間はく離検出」

2 章にて提案した二段階検査のステップ 2 として，デント周辺部の層間はく離を検査する電気抵抗変化法を提案した．検査に必要となる電気抵抗の多区間独立同時測定法を考案し，取得した電気抵抗データから層間はく離の有無を判定する統計的データ解析法を説明した．これらの計測システムとデータ解析法を組合せて層間はく離検査を試み，有効性を検証した．

第 5 章「結論」

各章で得られた結果をまとめ，本論文の成果を記した．

1.5 参考文献

(1.1) 邉吾一，石川隆司，先進複合材料工学，培風館, (2005)
(1.2) 福田博，新版複合材料・技術総覧，産業技術サービスセンター，p. 155, 2011.
(1.3) Japan Aircraft Development Corporation , Worldwide Market Forecast for Commercial Air Transport 2009-2028, 2009.
(1.4) Masayoshi Kamiura, Toray's Strategy for Carbon Fiber Composite Materials, 3rd IT-2010 Strategy seminar, 2008.
(1.5) 外薗 祐理子，日経エコロジー ecoReport,「準国産」の“黒い飛行機”　東レが炭素繊維の供給を拡大, 2011.
(1.6) Boeing home page/Advanced composite use, http://www.newairplane.com /787/design_highlights /#/VisionaryDesign/Composites/AdvancedCompositeUse, 2011
(1.7) Boeing home page/One-piece barrel, http://www.newairplane.com/787/ design_highlights/# /VisionaryDesign/Composites/OnePieceBarrel, 2011.
(1.8) Boeing home page/One-piece barrel construction, http://www.newairplane.com/787/ design_highlights/#/VisionaryDesign/Composites/OnePieceBarrelConstruction, 2012.
(1.9) Boeing home page/Lower maintenance costs, http://www.newairplane.com/787 /design_highlights/#/ExceptionalValue/LowerMaintenanceCosts, 2011.
(1.10) Airbus A350: Composites on Trial Part I, 2009.
(1.11) Dan Zenkert, Composites and sandwich structures activities at KTH, http://www.nordic-composite.com/admin/common/getimg.asp?FileID=1116
(1.12) Harare Flights. Co. Uk, Emirates Airlines Signs Total Care Package Deal With Rolls-Royce, http://www.harareflights.co.uk/news/emirates-airlines-signs-total-care-package -deal-with-rolls-royce, 2011.
(1.13) 星光，航空機複合材構造の修理とリサイクル技術，Journal of the Japanese society for non−destructive inspection, Vol. 60, No. 9, pp. 541−545, 2011.
(1.14) ANA テクノアビエーション 機体整備，http://www.atac.ana-g.com /business/airplane.html, 2011.
(1.15) JAXA−ACDB（Advanced Composites Database System，宇宙航空開発機構先進複合材料力学特性データベース）, http://www.jaxa-acdb.com.
(1.16) 386th Air expeditionary wing/Photos/Media Galler, http://www.386aew.afcent.af.mil /photos/mediagallery.asp?galleryID=3475&page=61.
(1.17) Visual inspection of compressor blades, http://it.wikipedia.org/wiki/File:Visual _inspection_of_compressor_blades-090108-F-9919G-746.jpg, 2009.
(1.18) Emilie MORTEAU, Chantal FUALDES, Composites at Airbus: Damage tolerance methodology, FAA Workshop for Composite Damage Tolerance and Maintenance, 2006.
(1.19) ボーイング 787 用ポータブル超音波非破壊検査装置の開発について, 東芝プレスリリース 6 月 28 日，2007
(1.20) 高橋正和，野地正明，桐生啓二，高橋修，小倉幸夫，松嶋正道，西尾秀郎，中畑和

之，川嶋紘一郎，非接触・空中伝搬超音波透過探傷法の開発と応用例，Journal of the Japanese society for non−destructive inspection, Vol. 60, No. 9, pp. 518−521, 2011.

(1.21)　三浦崇広，落合誠，黒田英彦，山本智，小野寺徹，レーザー励起超音波を用いたき裂サイジング手法，Proc. Symp. Ultrason. Electron., Vol. 24, pp. 87−88, 2003.

(1.22)　青木卓哉，マイクロフォーカス X 線 CT による超耐熱複合材料の非破壊検査，Journal of the Japanese society for non−destructive inspection, Vol. 60, No. 9, pp. 528−531, 2011.

(1.23)　John P. Wikswo, Jr., SQUID magnetometers for Biomagnetism and Nondestructive Testing: Important Questions and Initial Answers, IEEE transaction on applied superconductivity, 5, 2 (1995), 74-120.

(1.24)　Y. Tavrin, H.-J. Krause, W. Wolf, V. Glyantsev, J. Schubert, W. Zander, and H. Bousack, “Eddy current technique with high temperature SQUID for non-deitructive evaluation of non-magnetic metallic structures”, Cryogenics, 36, 2 (1996), 83-86.

(1.25)　Noritaka Yusa, Yasutomo Sakai, Hidetoshi Hashizume, An eddy current probe suitable to gain information about the depth of near-side flaws much deeper than the depth of penetration, NDT&E International,　Volume 44, Issue 1, pp. 121-130, 2011.

(1.26)　全日本空輸，航空機整備における非破壊検査の適用について，2009.

(1.27)　Takahide Sakagami, Shiro Kubo, Development of a new non-destructive testing technique for quantitative evaluations of delamination defects in concrete structures based on phase delay measurement using lock-in thermography, Infrared Physics & Technology, Vol. 43, (2002), pp. 311–316.

(1.28)　矢尾板 達也，赤外線カメラとロックイン・サーモグラフィの測定事例：ソーラーパネルの非破壊検査.

(1.29)　三木光範，複合材料，共立出版株式会社，1997.

(1.30)　轟章，機械の研究，56，2 (2004), pp. 227-235.

(1.31)　G Zhou and L M Sim, Damage detection and assessment in fibre-reinforced composite structures with embedded fibre optic sensors-review, Smart Materials and Structures, 11, (2002), pp. 925-939.

(1.32)　M. Surgeon and M. Wevers, The influence of embedded optical fibres on the fatigue damage progress in quasi-isotropic CFRP laminates, Journal of Composite Materials, 35(11), (2001), pp. 931-939.

(1.33)　N. Takeda, Y. Okabe, J. Kuwahara, S. Kojima and T. Ogitsu, Development of smart composite structures with small-diameter fiber bragg grating sensors for damage detection: quantitative evaluation of delamination length in CFRP laminates using lamb wave sensing, Composites Science and Technology, 65, (2005), pp. 2575-2587.

(1.34)　武田展雄，日本航空宇宙学会誌，Vol. 52, No. 605, 2004, pp.142−148.

(1.35)　武田真一，杉本直，岩堀豊，CFRP 積層板の吸水時における FBG センサの長期安定性評価，第 36 回日本複合材料シンポジウム講演要旨集，pp. 171-172, 2011.

(1.36)　鮑力民，赤羽賢一，施建，剱持潔，光ファイバセンサによる FRP エロージョンの予知，日本複合材料学会誌，Vol. 37, 6, pp. 209-215, 2011.

(1.37)　Todoroki A., Matsuura K. and Kobayashi H., Application of Electric Potential Method to

Smart Composite Structures for Detecting Delamination, JSME International J., Series A, 38(4), (1995), pp. 524-530.

(1.38) Todoroki A., Tanaka Y., and Shimamura Y., Delamination monitoring of graphite/epoxy laminated composite plate of electric resistance change method, Composites Science and Technology, 62 (9), (200), pp. 1151-1160.

(1.39) Ueda M., Todoroki A., Asymmetrical dual charge EPCM for delamination monitoring of CFRP laminate, Key Engineering Materials, 321-323, (2006), pp.1309-1315.

(1.40) J. C. Abry, S. Bochard, A. Chateauminois, M. Salvia, G. Giraud, In situ detection of damage in CFRP laminates by electrical resistance measurements, Composite Science and Technology, 59, (1999), pp. 925-935.

(1.41) J. C. Abry, Y. K. Choi, A. Chateauminois, B. Dalloz, G. Giraud, M. Salvia, In-situ monitoring of damage in CFRP laminates by means of AC and DC measurements, Composite Science and Technology, 61, (2001), pp. 855-864.

(1.42) Akira Todoroki and Masahito Ueda, Low Cost Delamination Monitoring of CFRP Beams Using Electrical Resistance Changes With Neural Networks, Smart Materials and Structures, 15, (2006), pp. N75-N84.

(1.43) Akira Todoroki, Yuuki Tanaka, Yoshinobu Shimamura, Multi-probe electric potential change method for delamination monitoring of graphite/epoxy composite plates using normalized response surfaces, Composites Science and Technology, Vol.64, No.5, pp.749-758.

(1.44) A. Iwasaki, A. Todoroki, Y. Shimamura, H. Kobayashi, Unsupervised structural damage diagnosis based on change of response surface using statistical tool (Application to damage detection of composite structure), JSME International Journal, 47, (1), (2004), pp. 1-7.

(1.45) A. Iwasaki, A. Todoroki, T. Sugiya, Unsupervised statistical damage diagnosis for SHM of existing civil structure, Smart Materials and Structures, 14, (2005), pp. 154-161.

(1.46) Yoshinobu Shimamura, Takashi Urabe, Akira Todoroki and Hideo Kobayashi, Electrical Impedance Change Method for Moisture Absorption Monitoring of CFRP, Advanced Composite Materials, Vol.13, No.3-4, (2004), pp.297-310.

(1.47) 轟章, 田中雄樹, 島村佳伸, CFRP 平板の埋没剥離同定への電気抵抗変化法の適用, 材料，Vol. 50, No.5, (2001), pp. 495-499.

(1.48) 桑原秀剛，轟章，小林英男，統計的診断手法を用いたジェットファンのヘルスモニタリング，平成 16 年度修士論文（東京工業大学大学，理工学研究科，機械物理工学専攻），2005.

(1.49) Takahashi, K., Todoroki, A. and Matsuzaki, R., Delamination Detection for CFRP Structure Using Electrical Resistance Change Due to Joule Heating, Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series A, Vol. 74, No. 748, (2008), pp. 1565-1572.

(1.50) Takahashi, K., Todoroki, A. and Matsuzaki, R., Simultaneous Measurement of Multiple Electrical Resistance Change with Strain of CFRP, Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series A, Vol. 74, No. 748, (2008), pp. 1573-1579.

(1.51) Kosuke Takahashi, Akira Todoroki Yoshinobu Shimamura, Atsushi Iwasaki, Statistical Damage Detection of Laminated CFRP Beam Using Electrical Resistance Change Method, Key Engineering Materials, Vols. 353-358, (2007), pp. 1330-1333.

第 2 章

複合材製航空機構造の短時間全域損傷検査

複合材製航空機に生じた衝撃損傷を効率的に検知するため，広域検査と狭域検査から成る二段階診断を提案する．大型炭素繊維強化複合材（carbon fiber reinforced polymer, CFRP）を対象とし，ステップ1の広域デント検査により構造全域から衝撃損傷の存在が疑われる箇所を絞り込んだのち，ステップ2の狭域はく離検査により層間はく離の有無を判定する．

2.1 概要

繊維強化複合材は軽量であり，高い面内強度，面内剛性を有するが，積層構造であることから層間強度は低く，面外方向の衝撃荷重により容易に衝撃損傷を生じる．衝撃損傷とは，層間はく離やデントからなる複合的な損傷の総称である．層間はく離により構造の機械特性が大きく損なわれ(2.1,2)，進展すると部材全体の破壊につながるため，迅速に検知して対処する必要がある．

複合材製航空機の全主構造を対象に，フライト後に毎回層間はく離を検査できれば，安全性を高められる上に，一機あたりの生涯フライト数の向上や構造の安全率低減を実現できる．しかし旅客機検査に求められる高い信頼性を有し，一般的なフライト間隔である1時間以内に全主構造を診断可能な短時間検査は存在しない．

それに対し，構造の強化材である炭素繊維が導電性を持つことを利用し，損傷による電気特性の変化から診断する電気抵抗変化法が提案され，研究が進められてきた．本研究にて提案する衝撃損傷診断法を図2.1に示す．短時間化・効率化のため検査を二つのステップに分けている．ステップ1にて，構造全体から短時間でデント（衝撃荷重点に生じる表面のへこみ）を検出する(2.4,5)．デントは

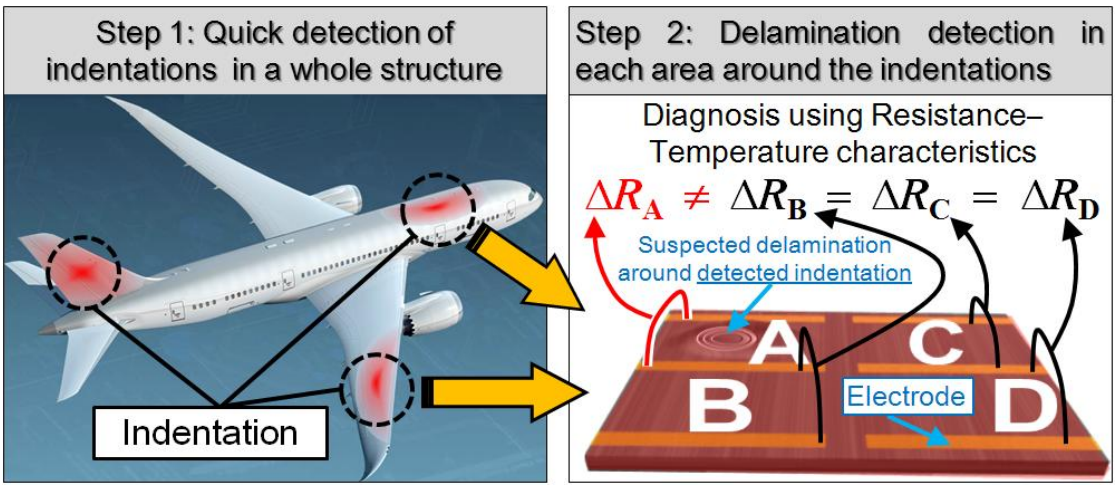


Fig. 2.1 One–hour impact–damage inspection for composite airplanes developed in this study.

構造の機械特性を大きく変化させることはないが，表面二層間の炭素繊維を接触させるため，層間にまたがる新しい電流経路を形成する．これにより層間に負荷した電流の多くがデントに集中し，抵抗熱によって衝撃点は健全部より高温となるため，温度分布や温度変化に起因する電気抵抗変化からデントを検出できる．本手法のデントの検出感度は非常に高く，屋外に停泊している航空機が周囲環境の温度変化にさらされていても，実用上十分な信頼性を確保できる．ただし，デントを検出するだけでは，層間はく離の有無はわからない．

そこでステップ2にてデント周辺部のみを詳細に検査し，層間はく離の有無を判定する[2.6–8]．ステップ1と同様に炭素繊維を通電して加熱し，抵抗温度特性（温度変化に起因する抵抗変化）を計測する．健全部とはく離周辺部では，層間の拘束の差異から温度変化時に異なる熱変形を生じるため，抵抗変化量ははく離の影響を受ける．これを統計的手法によりデータ解析することで層間はく離の発生確率を定量的に評価できる．ステップ1，2において，CFRP構造表面に設置する電極，配線，計器や電源などすべての設備を共有でき，全過程を自動化できるため人手を要さない．

ステップ1にて構造全域から損傷発生が疑われる箇所（デント周辺）を絞り込み，ステップ2にて絞り込んだ箇所のみを詳細に調べて層間はく離の有無を判定することで，仮にはく離検査にある程度の時間を要したとしても，効率性は失われない．航空機のような大型構造を1時間以内に診断することができる．はく離検査に時間をかけられるため，検査の精度や信頼性も高く保持できる．以上から他検査技術にない高効率・高精度の両立が可能になるといえる．

本章では，2.2 節にて CFRP 積層構造に発生する層間はく離とデントについて述べ，2.3 節にて両損傷をそれぞれターゲットとする二段階衝撃検査の概要を記す．

2.2 CFRP 積層構造の衝撃損傷

2.2.1 層間はく離

本項では CFRP 積層構造に生じる層間はく離の，発生機構と修繕方法について述べる．層間はく離とは，FRP 積層構造の初期破壊様式の 1 つであり，図 2.2 に示すような層間の界面領域における部分的な“はがれ”である．構造の機械特性（特に圧縮強度，圧縮剛性）を著しく低下させ，界面を進展して層間破壊を起こす．等質かつ等方性の金属材料と異なり，はく離の先端が混合モード負荷の下に進展すること，繊維と樹脂の界面強度のばらつき，熱成形（FRP の成形は，母材樹脂を加熱軟化させる工程を含む）により生じる複雑な残留熱応力場などの影響もあり，はく離の進展条件を正確に予測することは難しい．したがって，はく離が発生したら進展する前に検知し，迅速に修繕や部材交換などの処置をとることが重要となる．

層間はく離の発生機構

層間はく離の発生機構には図 2.3 に示すものが考えられる[2.9]．力学的異方性を持つ層を，多方位に重ねた積層構造であるために層間に応力が集中して発生する図 2.3(a)–(d)のケースと，衝撃荷重を受けて発生する同図(e)のケースに分けられる．

(a)端部や(b)ボルト孔周りなどの自由境界面と，各層の界面との交線上には特異な応力場が形成され，健全な構造であっても交線または交線上の 1 点を起点

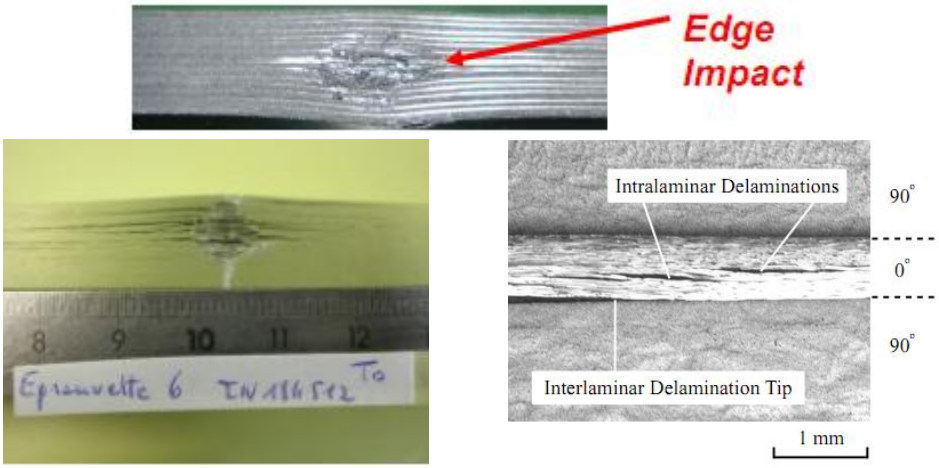


Fig. 2.2 Exmaple images of delamination cracking[2.10].

としてはく離が発生し得る[2.11]．この場合は特に，繊維配向角の差が大きな層間の交線が起点となりやすい．また切欠き，(c)コキュアーによる継手部，あるいは(d)テーパ状積層板のプライ・ドロップ部なども起点となる．上記の(a)–(d)では，静的荷重や疲労荷重の下でも層間はく離が発生する．自由縁近傍の層間応力に起因するものであるため，自由端面が存在する限り，発生リスクを完全に排除できない．一方，はく離の先端が自由縁に達していることから目視検査で検出しやすいこと，発生箇所の予測が容易であること，旅客機主構造の設計で

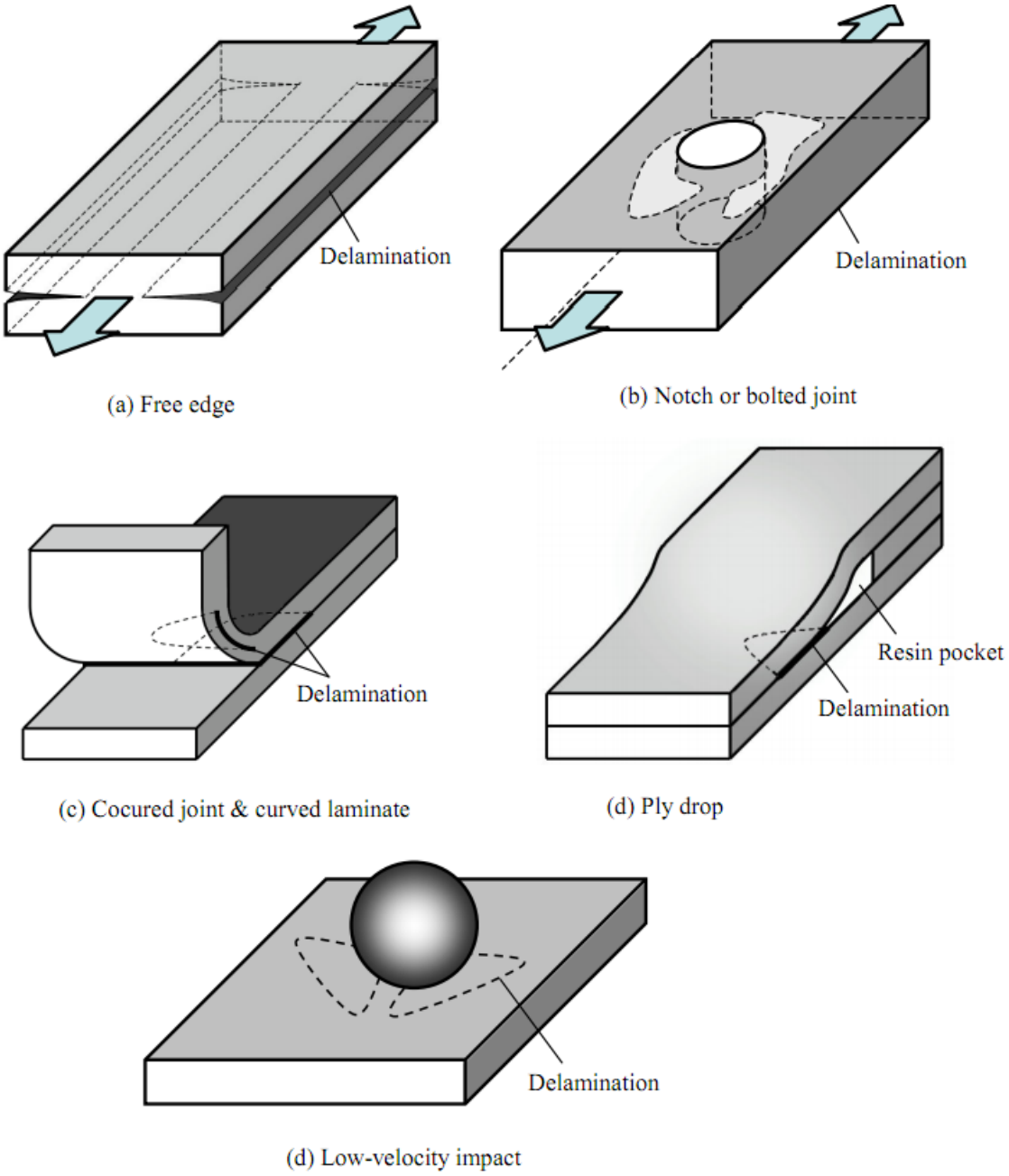


Fig. 2.3 Delamination cracking caused by interlaminar stress concentration and out–of–plane impact[2.9].

は静的荷重試験や疲労試験（および数値強度解析）により十分な強度が確保されることから，安全上大きな問題にはならないと考えられている．

一方図 2.3(e)のように，何かが衝突するといった突発的な衝撃荷重を受けてはく離が発生するケースでは，発生リスクを定量的に扱えない．一般的な CFRP 梁型試験片（厚さ 5–7mm 程度）では 3 J/mm 以下の小さな面外衝撃荷重であっても，各層の力学的異方性に起因する変形性向の違いにより，層間に大きな応力が生じてはく離に至ることが知られている．航空機の場合は，落雷による熱衝撃，落雹（hail strike），離着陸時の小石の巻上げ，鳥衝突（bird strike），着陸時の機体尾部と滑走路との接触（tail strike），飛行場での他車両との接触，点検・整備時の工具落下や作業台との接触など，衝撃荷重を受ける危険性が常に存在する．この場合は，発生箇所の予測は非常に困難であり，はく離面が自由縁に達しない場合が多いため，目視検査では看過する恐れがある．したがって，衝撃荷重により発生する層間はく離を迅速かつ確実に検知する，非破壊検査技術あるいはヘルスモニタリング技術の一刻も早い確立が求められている．熟練検査官の層間はく離の目視検出限界は，厚さ方向投影面積にして 300 mm^2 といわれる．また図 2.4 に再掲する Boeing 787 機主翼などに用いられる各種 CFRP 材の層間はく離投影面積と残留圧縮強度の関係からも **300 mm^2 以下の層間はく離を検出できる技術が必要となる**．

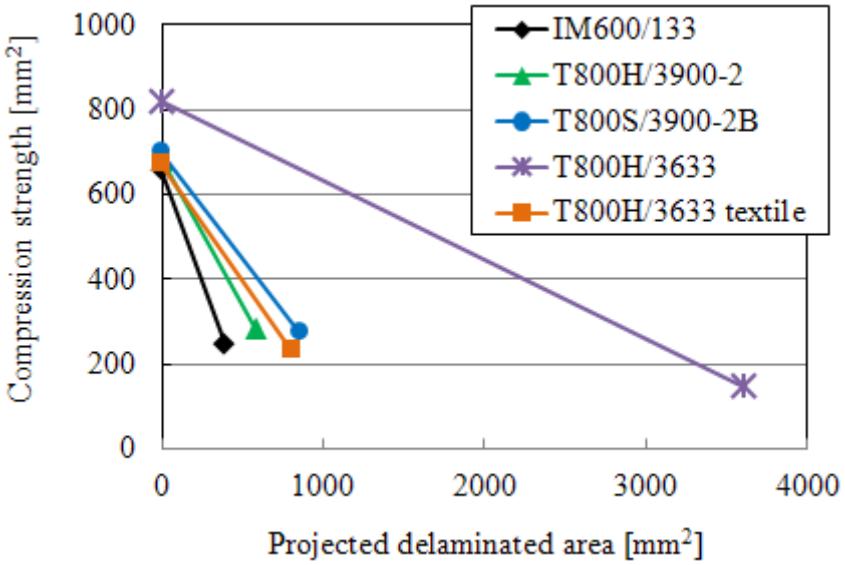


Fig. 2.4 Compression after impact (CAI) of various CFRP laminates obtained by the Suppliers of Advanced Composite Materials Association (SACMA) SRM 2R[(2.1)].

層間はく離部の修繕方法

層間はく離は FRP 積層材特有の損傷であるため，金属材とは異なる修繕方法が採られる．構造内に層間はく離が見つかった場合，次のような手順で対処される．層間はく離の位置，サイズを把握したのち，航空機製造会社が作成する構造修理基準（structural repair manual, SRM）に従い，運航会社が修繕あるいは交換を行うかを判断する．運航会社の設備では修繕不可能な場合は，製造会社側が修復作業を行う．修繕する場合は SRM に規定されている方法に従うが，表面層のみの修理，補強板を用いる修理（図 2.5），補強板を用いない修理などに分けられる．損傷部材の種類（積層板，ハニカムパネル，厚板か薄板か），定期的に受ける荷重の大きさ，空力を受ける面を有するか，定期検査までの暫定的な修繕か，恒久的な修繕かなどが勘案され，安全性を確保したうえで最も経済的な選択がなされる．修繕よりも部材の交換が安価な場合もある．

図 2.6 に一般的な接着修繕方法を示す．これは，損傷部を取り除いたのち，同

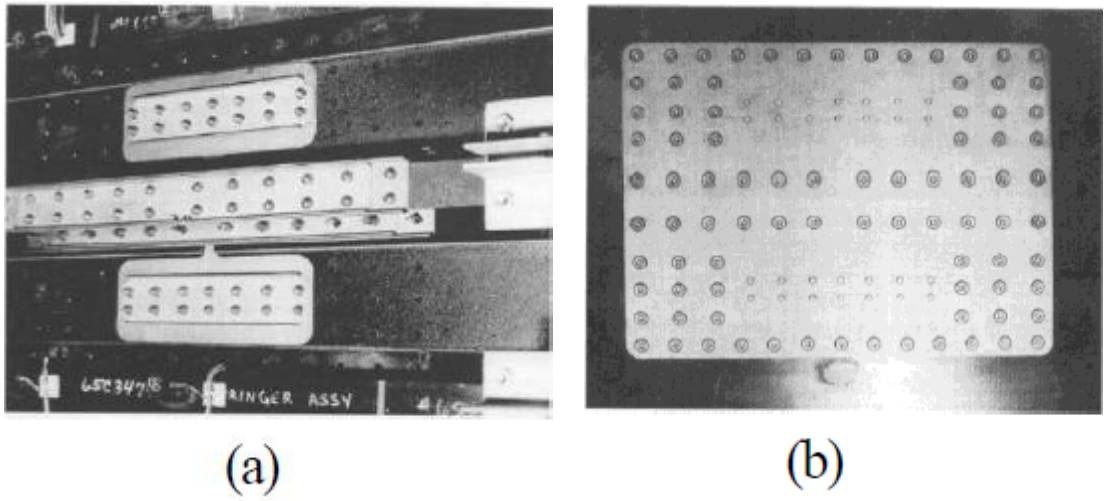


Fig. 2.5 Repaired specimen with titanium patch for strength test used in the phase of development of the Boeing 777: (a) observed from the internal side; (b) the outer side[2.12].

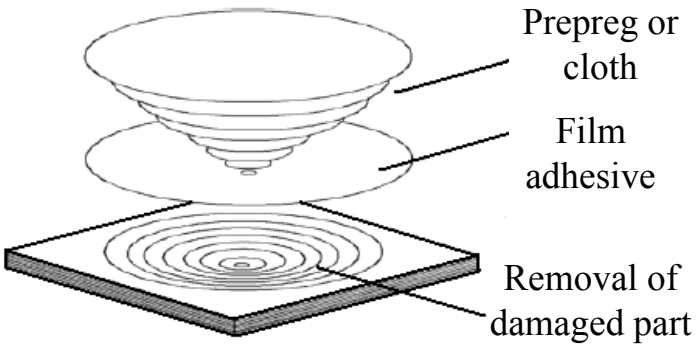


Fig. 2.6 General bonding repair process.

種の FRP 材を接着接合によって埋め合わせるものである．埋め合わせ材には，プリプレグ（繊維に半硬化樹脂を含浸させたシート）やドライファブリック（樹脂含浸させていない繊維基材）が用いられる．ドライファブリックには，後から樹脂を注入して含浸させ，硬化させる．損傷部を取り除いた周辺に，1 : 50 あるいは 1 : 30 程のテーパ部を持たせた鉢状に削り，プリプレグやドライファブリックを積み重ねて樹脂を硬化させ，上からパッチを取り付ける．軽微な損傷であれば常温硬化の樹脂が用いられることもあり，また大きな構造リスクを持たない部材に生じた層間はく離は，はく離部に樹脂を注入することで簡易的に充填補修する場合もある[2.13]．

2.2.2 デント

本項では CFRP 積層構造のデント損傷について述べる．デントは，構造が衝撃荷重を受けた際に，層間はく離に伴って発生する構造表面の塑性変形（図 2.7 に示すへこみ，くぼみ）である．1 章にて示したように，層間はく離は面積 1000 mm^2 以下の小さなものであっても大きな強度低下を招く．しかし，このような層間はく離の発生原因となる衝撃荷重では，構造の機械特性を大きく減じるデントは発生しない．したがってこれまで，デントではなく層間はく離をターゲットとした検査法が広く研究されてきた．本研究にて提案する複合材製航空機構造の二段階検査のステップ 2（本章 2.3.2 項）においても，層間はく離をターゲットとした検査を行う．しかし層間はく離は内部損傷であるため，内部にセンサを埋込む検査法でない限り，厚板構造の検査が難しくなるという問題がある．構造表面に何らかのセンサを設置し，センサ出力の中から層間はく離を示す特徴量（本研究の場合は電気特性の変化）を抽出する場合，表面から遠い構造深部に生じたはく離ほど S/N 比が小さくなり，検出感度は低下する．これは，電気特性を診断に利用する本研究手法に限らず，多くの検査技術が抱える共通の問題である．

そこで，二段階検査のステップ 1 では，常に構造表面に発生するデントに着目し，これを検出する．デントは機械特性を大きく減じさせることはない．しかし，表面二層間の炭素繊維を接触させて層間にまたがる新しい電流経路を形成するため，CFRP 構造に大きな電気特性変化をもたらす．本稿で提案するデント検査については 2.3.1 項や 3 章にて詳しく述べる．

2.2.1 項でも述べたように，本来検知すべき対象は層間はく離である．一方で，文献 2.2 にてデントの規模と，層間はく離の規模との間に相関がみられることが報告されている（図 2.8）．これは，中型旅客機 Boeing 787 機に用いられる高強度炭素繊維 T800S と高靭性エポキシ樹脂 3900–2b から成る東レ製 CFRP 板を用い，SACMA（suppliers of advanced composite materials association）SRM 2R–94 に準じた落錐衝撃試験を行った結果である．SRM 2R–94 では，図 2.9 のように 150 mm×100 mm×5.9 mm の CFRP 擬似等方積層板$[45/0/–45/90]_{4s}$を，中央の 80 mm ×60 mm のみが露出するように，4 辺の面外変形を抑制するように上下を金属板で挟み込み，中央にエネルギ 6.7 J/mm の衝撃荷重を与える．半球状衝撃子$\phi = 8$, 16, 32 mm を衝突させた場合，デントの深さ 0.15 mm（くぼみ部の最大面外変位量）を境に，図 2.8(a)のように層間はく離の投影面積が急増し，同図(b) のように衝撃後圧縮強度（compression after impact, CAI）が低下し始めることを実験的に示した．<u>したがって **2.3.1 項では深さ 0.15 mm のデントを検出可能な検査法を**</u>

提案する．旅客機製造メーカー大手の Airbus 社も，旅客機用 FRP 材を用いた衝撃試験を多数行っている．その結果，同程度の衝撃エネルギで，直径 6 から 25 mm の様々な衝突子を衝突させても，デントの径と深さが大きく変化しないことが確認された[2.3]．層間はく離の大きさと同様に，デントの径や深さは衝撃エネルギや衝突速度に依存して決まる．そのため同社では，目視検査ではデントの深さにクライテリアを設けることで，間接的に層間はく離のクライテリアを定めている．このように多くのケースにおいて，デントの深さと，その下部

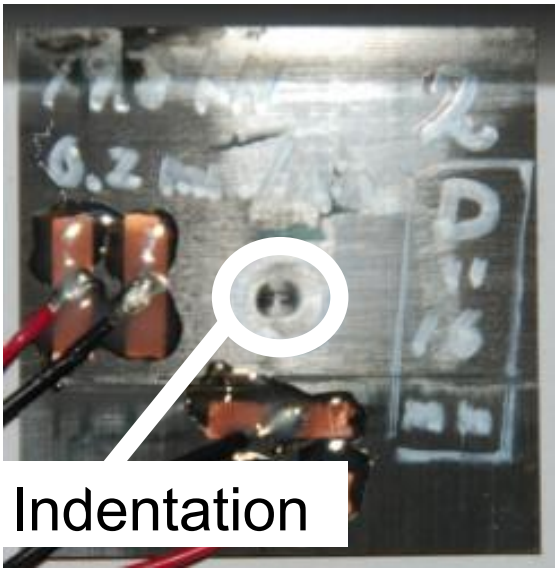


Fig. 2.7 Indentation damage caused by a static indentation load of 20 kN.

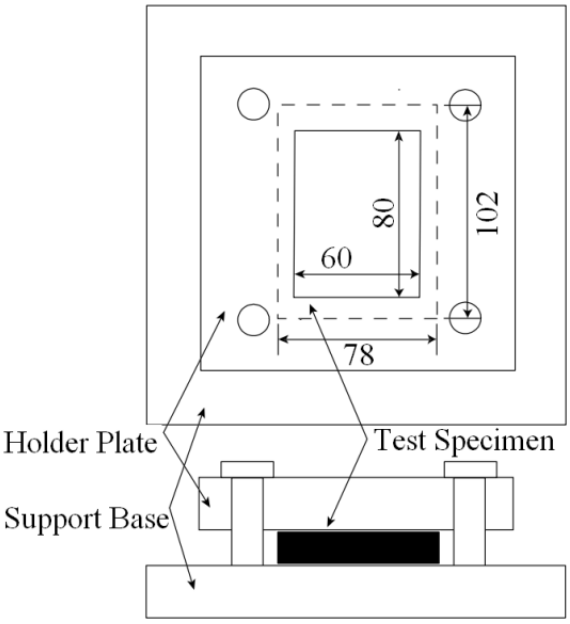
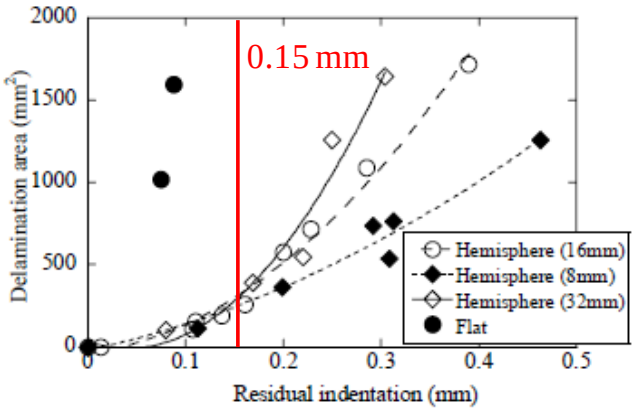
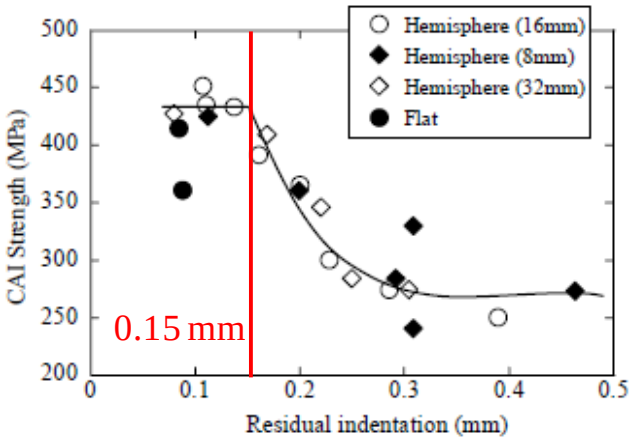


Fig. 2.9 Impact test configuration according to the suppliers of advanced composite materials association (SACMA) SRM 2R–94.



(a) Relationships between residual indentation and delamination area



(b) Relationships between residual indentation and delamination area

Fig. 2.8 T800S/3900–2B, SACMA SRM 2R–94 [45/0/-45/90]4s, quasi isotropic 32 ply laminates, with a nominal thickness of 5.9 mm. An average fiber volume fraction was 56.2 %. Specimens, size of 150 mm × 100 mm. 6.7 J/mm[2.2].

に発生する層間はく離の規模は一定の相関を持つことがうかがえる*.

最後に，「文献 2 の落錐衝撃試験により，150 mm×100 mm の小さな CFRP 板から得られたデント深さと CAI 強度の関係が，旅客機のような大型 CFRP 構造においても成り立つか」という点を議論する．CAI の低下は，層間はく離部にて微視座屈が発生し易くなることに起因する．したがって本問題は「大型 CFRP 構造においても，デントの深さと層間はく離の大きさとの関係性は変化しないか」という問題に帰着する．そしてこの関係性は，CFRP 構造の長さや幅ではなく，厚さ，拘束条件，衝撃点の位置によって変化するものと考えられる．この問題を簡易的に扱うため，スパーやリブにより面外変位を拘束される航空機構造を，集中静的荷重 P を受ける両端固定梁（図 2.10）で近似したモデルを考える．本来，CFRP 積層板は異方性体かつ非均質体であるが，ここでは簡略化のため等方的均質体とする．また，衝撃現象でなく静的荷重を扱っているため，衝撃を受ける CFRP 板の曲げ応力と異なる部分を含む．しかし，衝撃負荷により生じる最大曲げ応力を，衝撃エネルギがすべて変形エネルギに換わる瞬間（梁のたわみ量が最大となる瞬間）に生じる曲げ応力と考えれば，動的か静的かといった差異の影響は小さい．梁の長さを l，弾性率を E，中立軸まわりの断面二次モーメントを I，梁の左端から荷重点までの距離を a ($0 \le a \le l/2$)，静的集中荷重を P とすると，左端から距離 x の位置に生じる曲げモーメント M は

$$M = \begin{cases} ((l+2a)x - al)(l-a)^2 P/l^3 & \text{if} \quad 0 \le x \le a \\ ((-3l+2a)x + l(2l-a))a^2 P/l^3 & \text{if} \quad a < x \le l \end{cases} \tag{2.1}$$

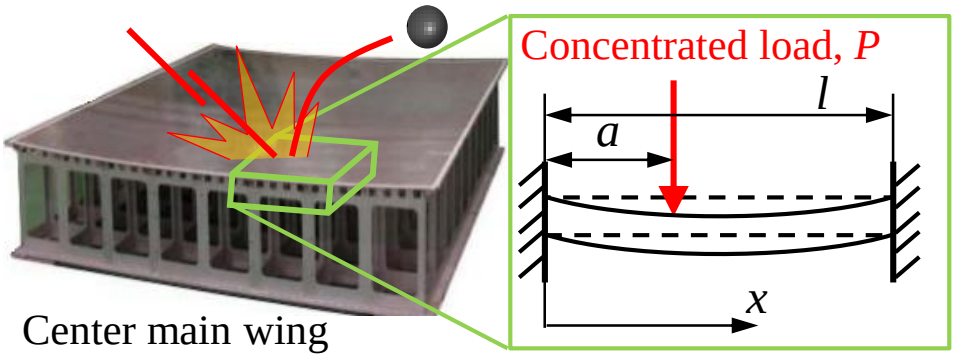


Fig. 2.10 A homogeneous isotropic beam fixed at both ends with a concentrated load P.

* ただし図 2.8 中に黒丸で示されている，平らな衝突面を持つ衝撃子では，深さ 0.15 mm 未満のデントであっても大きな層間はく離，大きな CAI 低下がみられる．このケースでは他の鋭利な衝撃子に比べ，デント径も大幅に増加すると考えられる．したがって電気特性への影響も大きく，2.3.1 項で述べるデント検査法により検出可能であると推察される．このように構造表面に対し平行な衝突面が生じるケース（衝突物と被衝突物との接触が，点でなく，面で開始されるケース）は，実機ではまれである．実際の衝撃の多くは，衝突物の一角が構造物に接触する“点接触”により開始される．

したがって梁に発生する弾性ひずみエネルギ U は

$$U = \int_0^l \frac{M^2}{2EI} dx = \frac{P^2}{6EI}\left(1 - \frac{a}{l}\right)^3 a^3 \tag{2.2}$$

となる．梁が位置 a に衝撃荷重を受ける場合，衝撃エネルギ W がひずみエネルギ U と等しくなる瞬間

$$U = W \tag{2.3}$$

に梁のたわみは最大値をとる．この瞬間を「位置 a に静的集中荷重 P が作用してひずみエネルギが W (=U) となる」場合と考えると，式 （2.2），(2.3）より

$$P = \sqrt{\frac{6EIW}{(1 - a/l)^3 a^3}} \tag{2.4}$$

となる．上式により，荷重 P は，衝撃エネルギ W が小さくなるほど，梁の長さ l が大きくなるほど（スパーやリブなど補強材の間隔が大きくなるほど），小さくなることがわかる．そして梁の曲げモーメントと曲げ応力は共に左端 $x = 0$ で最大値をとり，最大曲げ応力 $\sigma_{\max}$ は次式で表される．

$$\sigma_{\max} = \frac{M_{\max}}{I} y = -\frac{Pa(l-a)^2}{l^2 I} y, \quad \text{for } 0 \leq {}^{\forall}a \leq \frac{l}{2} \tag{2.5}$$

ここで y は中立軸からの高さである．同じ位置に同じ大きさの荷重を受ける場合, 断面二次モーメント I が大きくなるほど (すなわち板厚が大きくなるほど), 構造内の層間せん断応力は小さくなり，発生する層間はく離の規模は小さくなることを示している．また $\sigma_{\max}$ の絶対値は $a = l / 3$ のとき最大となり，中央に負荷される場合：$a = l / 2$ と比べ 32 / 27 ≅ 1.19 倍となる．

一方，デントは衝撃の直後，すなわち構造が最大たわみを生じる前のわずかな時間に発生するものであり，その大きさは補強材からの距離に強く依存しないと考えられる．実際，デントの深さは衝撃エネルギ（あるいは衝突速度）に強く依存することがわかっている. 文献 2.2 の衝撃試験では, 板厚 5.9 mm の CFRP 板を用い，長手方向には 80 mm 間隔，直交方向には 60 mm 間隔にて面外変位を拘束した上で，中央に衝撃を与えている．一方，例えば図 2.11 に示す Boeing 787 の中央主翼は，板厚 6–20 mm であり，スパーやリブの設置間隔は 60 mm よりもはるかに広い.

以上を踏まえると，構造内の最大曲げ応力は衝撃点の位置により変化し，図 2.8 のように中央に負荷したケースに比べ，最大で 20%ほど増加する可能性がある．しかし実旅客機構造は，図 2.8 の試験規格よりも拘束端間の距離 l が数～数十倍におよぶため，衝撃エネルギが同じであれば，そのピーク荷重（図 2.10 中

の P）は非常に小さくなる．つまり同規模の層間はく離を生じる場合，図 2.8 と比較し，実機にて発生するデントの方が深いものになると考えられる．これは，本研究にて提案するデント検査法（2.3.1 項）において，衝撃損傷検出感度が高くなることを意味する．図 2.11 右の胴体構造はやや薄い部分もあるが，ストリンガ（縦通材）やフレーム（円きょう）の間隔が非常に広いため，検出感度は上昇すると考えられる[2.14]．図 2.12 に示す Airbus 社の最新鋭機 A350 XWB においても同様のことがいえる．

つまり，深さ 0.15 mm のデントを検出できれば，複合材製旅客機主要構造の衝撃損傷検査として十分な検出感度を確保できる．

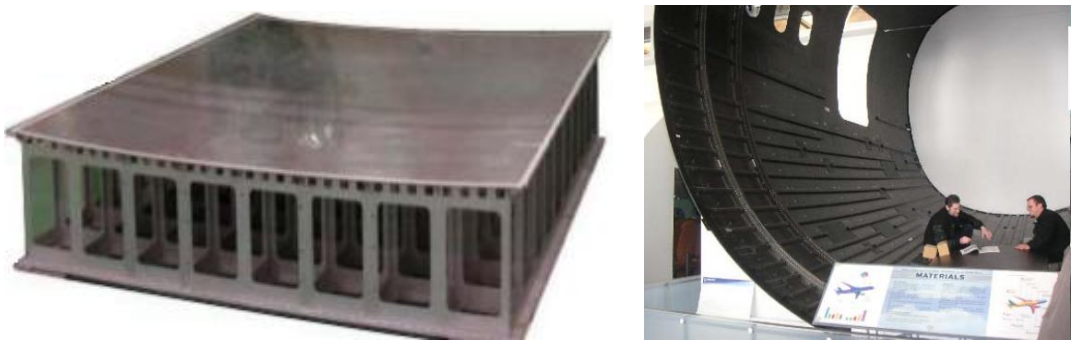


Fig. 2.11 Center main wing of the Boeing 787 (thickness: 6–20mm, mold dimension: 6m×6m×1.2m) (left), fuselage (right)[2.14].

Fig. 2.12 Full composite fuselage of the Airbus A350 XWB (upper), demo parts of side panels[2.14].

2.3 複合材航空機構造の二段階衝撃損傷検査

2.3.1 ステップ 1:局所抵抗加熱を利用したデント検出

CFRP構造の損傷検出・同定手法として研究されている電気抵抗変化法(2.15–23)は，構造の強化材である電気良導体の炭素繊維をセンサとして利用し，損傷発生時の電気抵抗変化を利用する診断手法であり，高価な装置を要さず，またフライト間の短い停泊時間内に検査を終えられると期待されている．しかし従来の電気抵抗変化法には下記の問題が残されていた．

従来の電気抵抗変化法の問題点

(6) 実機適用水準の信頼性や損傷検出感度を得るためには，構造表面に電極を密に配置して多数の電気抵抗値を取得する必要があり，膨大な数の電極やその配線，および測定器を要することが大きな問題となっている．例えば 100 cm^2 あたり一つの測定区間を配置すると，最新の中型旅客機 Boeing 787–7 の主翼と胴体を合わせ，百万点以上の測定が必要となり，測定区間と測定器の接続切換えにも多大な時間を要する．

(7) 構造表面に設置した電極間の抵抗を測定するため，厚い構造では構造の隅々まで電流を行き渡らせることが困難となる．そのため電極設置面から遠い（深い）位置に生じた損傷の検出感度は著しく低下する．これは，電気特性を診断に利用する本研究手法に限らず，多くの非破壊検査技術が抱える共通の問題でもある．

(8) CFRP 積層構造物の電気特性は多様であり，繊維配向角の異なる層の積層順序，繊維の種類や含有率，添加材（導電体のカーボンナノチューブ(2.21–25)や，絶縁体のポリアミド粒子(2.26)など）によって大きく変化する．特定の CFRP に対して電気抵抗変化法の有効性が示されたとしても，他種の CFRP に対して有効であるかはわからず，汎用性の確保が難しい．

(9) 損傷を持たない健全な構造であっても，温度変化により電気抵抗は変化してしまう．ハンガーや野外に停泊中の旅客機全体の温度を制御することは難しく，電気抵抗変化法の信頼性を低下させる．

(10) 損傷発生前後の抵抗を比べて診断を行うため，健全性が不明である既存構造の検査や，製品検査に適用できない．

本項にて提案する「ステップ1：局所抵抗加熱利用の広域デント検出法」は，上記の問題を克服するものである．衝撃負荷点に生じるデントを衝撃損傷の目印，すなわちマーカーとして利用する．デントの有無と位置を把握できれば，広域から衝撃損傷の発生が疑われる場所を絞り込むことができる．広域検査後に，次項や4章にて述べる狭域の詳細検査を行い，構造内部に層間はく離が発生していないか調べる．デントは常に構造表面に発生することから，多様な構造部材を検査する場合も検出感度が損なわれる恐れがない．内部損傷であれば，構造表面から遠い（深い）位置に生じた損傷の検出感度は低下するが，デントを目印として衝撃損傷を検知することで，構造の形状や厚さ，内部の積層構成，添加材の有無などの影響を受けにくい．様々な部材を診断可能な汎用性の高い衝撃損傷検査が可能となる．

デント部では層間に存在する不導体の樹脂が潰されて各層内の繊維が接触するため，デントを通過する新たな電流経路が生じる．電流がデント部に集中することから抵抗熱により周辺健全部よりも高温となるため，温度分布や，温度変化に起因する抵抗変化からデントを検出できる．CFRP表面に設置される図2.13のような耐雷用金属メッシュを[2.27,28]，抵抗加熱や抵抗測定に必要な電極および配線として兼用する工夫により，航空機のような大型構造でも，重量増加なしで，さらには配線のインテグレーション問題を招かずに広域検査が可能となる．耐雷メッシュの配線兼用化は，抵抗測定区間のマトリクスセンサ式切換え（3.5.2項）を可能とし，検査時間の大幅な短縮化にも繋がる．以上から本デント検査法は，将来的な実装に足る高い実用性を具備しているといえる．

このように検査対象にデントを含めることで，検出の手段は大きく拡がり，従来手法にない様々な利点を引き出すことができる．最終的な検出目標は層間はく離であるが，その前にデント検査のステップを踏むことで，衝撃損傷の看過を低減させ，検査時間の短縮化が実現する．上記の5つの問題点は，これまで電気抵抗変化法が長らく抱えてきたものであったが，本手法はそのほとんどを解決できるものと期待できる．

2.2.2項にて述べたように，深さ0.15 mmのデントを検出目標とし，本検査法のデント検出能力を3章にて検証する．

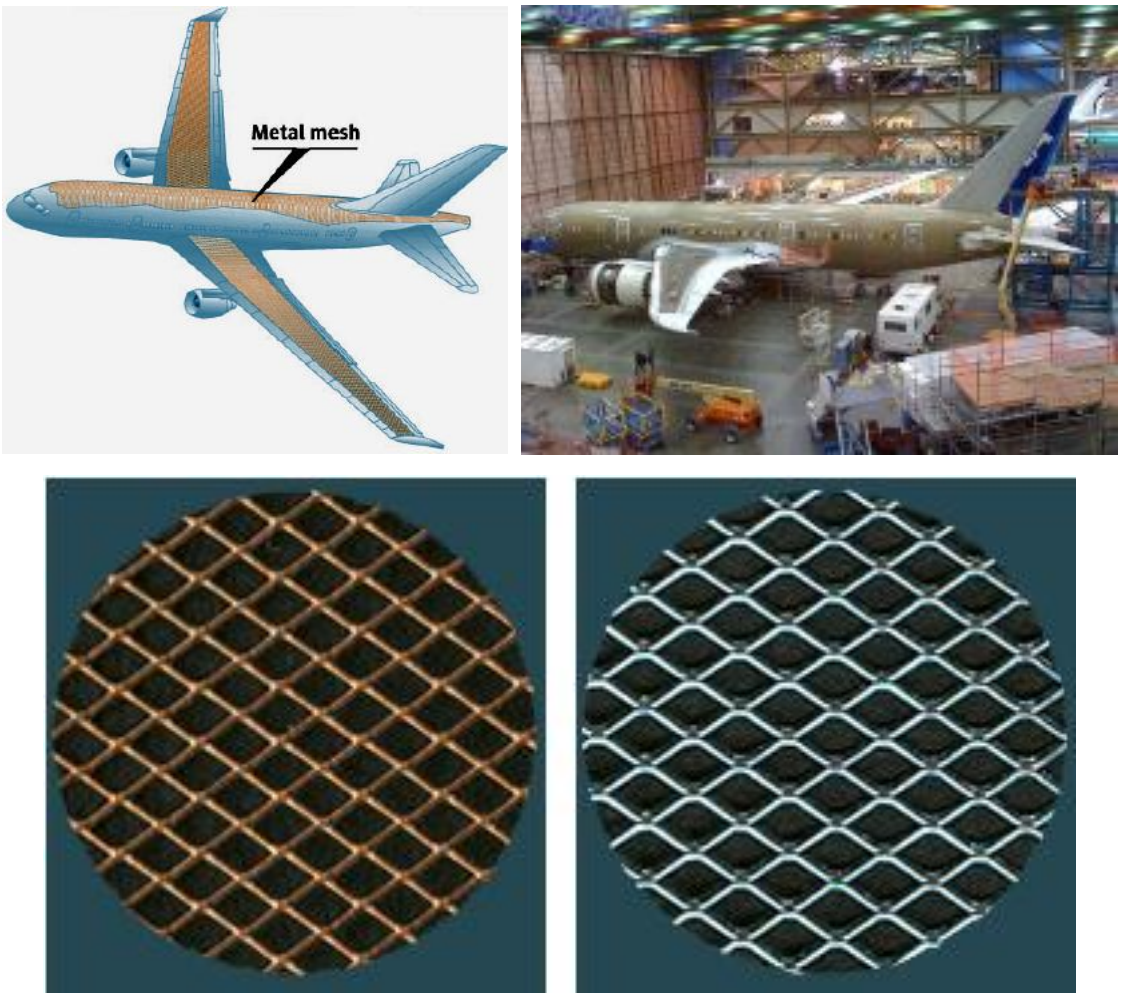


Fig. 2.13 Lightning protection shield for Boeing 787 structures by acting as electrical paths for lightning strikes[2.27,28].

2.3.2 ステップ2：抵抗温度特性変化利用の層間はく離検出

2.3.1項で述べたステップ1：広域デント検査により，構造全域から衝撃負荷点に生じるデントの発生位置を特定したのち，ステップ2ではデント下部における層間はく離の有無を確認する．広域検査によりはく離検査すべき箇所が絞り込まれているため，狭域の詳細検査にある程度時間を要しても検査の効率性は損なわれない．旅客機のような大型構造でも，一般的なフライト間隔である1時間の間に全域を検査できる．

これまでにも電気抵抗変化法による層間はく離の検査が試みられている[2.29–33]．本項では従来手法について述べたのち，新たに提案するはく離検査とその利点を論じる．

層間はく離発生時の電気抵抗変化

従来の電気抵抗変化法では，層間はく離発生前後の電気抵抗変化を利用し，はく離の有無判定や位置・大きさの推定が行われてきた．はく離発生による CFRP 構造の電気抵抗変化の要因として考えられているものを以下に示す．

(1) 層間はく離が炭素繊維士の厚さ方向の接触を断絶し，局所的に電気経路を遮断するため電気抵抗を増加させる．
(2) 層間はく離が成形による残留熱応力を解放し，周辺の応力・ひずみ分布を変化させることが，炭素繊維に微視的な移動と変形をもたらし，炭素繊維自身の局所的な電気抵抗率の変化や，炭素繊維同士の接触点の数および位置が変わることによる構造内の電気的ネットワークの変化を生じさせ，損傷周辺の電気的特性が変化する．
(3) 層間はく離発生の原因となる荷重が招く，その他の損傷（繊維破断，デント，樹脂割れ）により電気抵抗が変化する．繊維破断は電流経路を遮断させるために電気抵抗を増加させる．樹脂割れとは層内の樹脂がその繊維方向に割れる損傷を指し，層間はく離同様，残留熱応力の解放による電気抵抗変化を生じるものと思われる．

これらの抵抗変化を利用することで，高精度の層間はく離同定が可能であることが示されてきた[2.26,27]．ただし，はく離同定手法の研究は，周囲環境が変化し

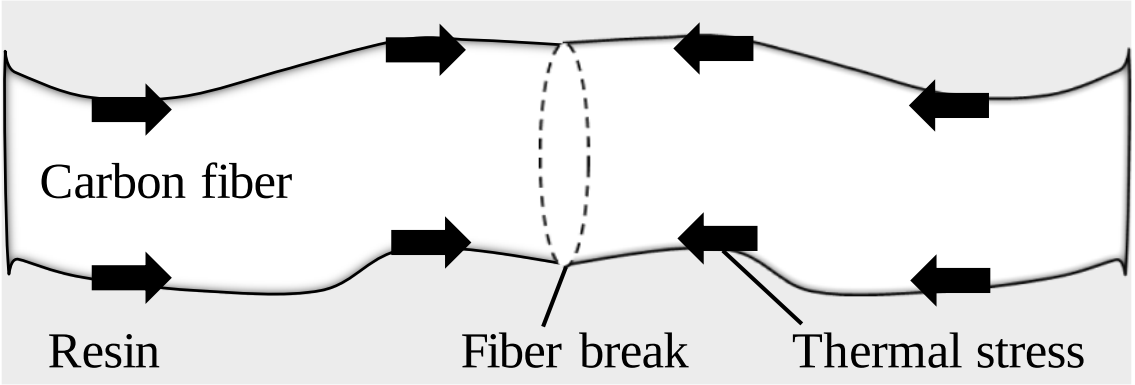
ないという条件の下で，電極が損傷することを想定せずに行われている．実際には周囲温度や湿度により抵抗は変化し，また電極損傷により接触抵抗が変化するため，誤判定の原因となりかねない．さらに健全時の抵抗と比較して損傷診断を行うため，成形時の初期欠陥を検出する必要のある製品検査や，既存構造に適用できない．

層間はく離発生による抵抗温度特性変化

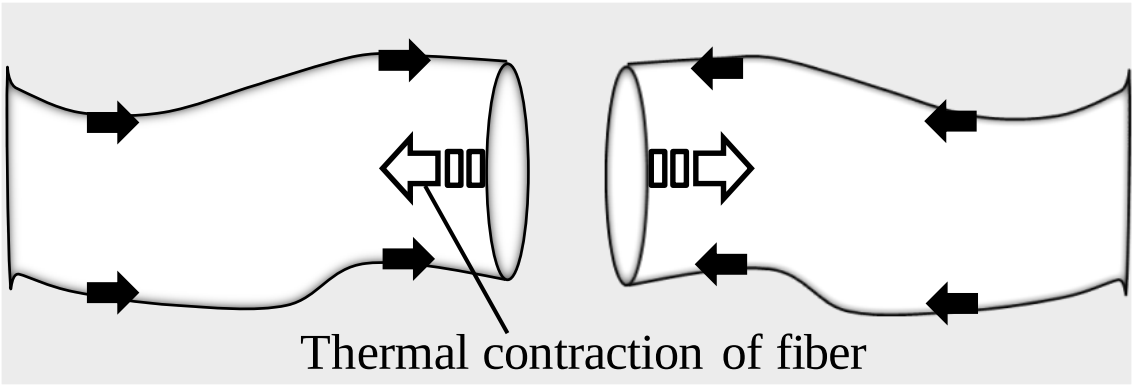
そこで，本研究にて提案する層間はく離検査では，はく離発生前後の抵抗温度特性（室温状態を基準とした，温度変化に起因する抵抗変化量）の差異により損傷検出を行う．層間はく離発生による CFRP 構造の抵抗温度特性変化の要因としては，次のようなものが考えられる．

(1) 層間はく離により層間の拘束が解放されると，構造の変形性向が変化し，構造を加熱した際の熱変形において健全状態との差異を生じる．変形の差異は炭素繊維自身の変形と繊維同士の接触に影響を与えるため，健全状態との差異は電気抵抗にも生じると考えられる．
(2) 繊維方向の線膨張係数は一般的に，炭素繊維において負（零に近い値），樹脂において正であり，それらの複合体である CFRP は正（零に近い値となるものが多い）となる．層間はく離発生の原因となる荷重により，各層は繊維破断を生じていると考えられる．繊維破断の規模が大きくなると電流経路の遮断効果により電気抵抗を大きく増加させる．しかし，熱成形により生じる構造の残留熱応力は，炭素繊維に対して繊維方向に圧縮するようにはたらく．したがって破断した繊維の一部は，両破断面を互いに突き合わされるような形になり，電気的な繋がりを保持する（図 2.14(a)）．このとき構造を加熱すると，樹脂は膨張し，炭素繊維はわずかに繊維方向に収縮するため，突き合わされた破断面が分離し，電気抵抗が増加する可能性がある（図 2.14(b)）．

これらの抵抗温度特性変化のメカニズムは，厳密な実験や考察で得られたものではなく，その他の因子が存在するかもしれない．また，(1), (2)がそれぞれ，どの程度電気抵抗を変化させるのかもわからない．CFRP 構造の層間はく離部における抵抗温度特性が健全部と異なるという実験的事実を元に，層間はく離の検出手法を提案する．4 章で詳しく述べるが，抵抗温度特性を診断に利用することで電極損傷による室温抵抗変化の影響を除外でき，誤判定を抑制できる．さらに健全材のデータも不要となるため，既存構造や初期欠陥検出にも適用可能となる．



(a) At low temperature



(b) At high temperature

Fig. 2.14 Electrical interengagement owing to the difference between the thermal deformation tendency of carbon fibers and that of resin in CFRP structures.

2.4 結言

複合材製航空機に生じた衝撃損傷の高効率・高信頼性検査として，広域デント検査と狭域はく離検査から成る二段階診断を提案し，その概要を述べた．大型CFRP構造を対象とし，構造全域から衝撃損傷の存在が疑われる箇所（デント部）を絞り込んだのち，詳細な層間はく離検査に移行する．

2.2.1項にてCFRP積層構造に発生する層間はく離の発生機構と，圧縮強度に及ぼす影響，そして修繕方法を述べ，投影面積300 mm^2の層間はく離を検出目標と設定した．

2.2.2項では，デント損傷について述べ，デントの深さと層間はく離面積の関係性から，深さ0.15 mmのデントを検出目標と設定した．

2.5 参考文献

(2.1) JAXA-ACDB（Advanced Composites Database System, 宇宙航空開発機構先進複合材料力学特性データベース）, http://www.jaxa-acdb.com/.

(2.2) Kondo H., Aoki Y., Hiraoka K., Hatta H., Residual indentation, delamination area and CAI strength of CFRP laminates under low-velocity impact, Proceedings of 16th International Conference on Composite Materials, (2007), pp. 1–7.

(2.3) Emilie MORTEAU, Chantal FUALDES, Composites at Airbus: Damage tolerance methodology, FAA Workshop for Composite Damage Tolerance and Maintenance, 2006.

(2.4) Yoshiro Suzuki, Akira Todoroki, Ryosuke Matsuzaki, Yoshihiro Mizutani, Impact-damage visualization in CFRP by resistive heating: Development of a new detection method for indentations caused by impact loads, Composites Part A, Vol. 43, pp. 53-64, 2012.

(2.5) Yoshiro Suzuki, Akira Todoroki, Ryosuke Matsuzaki, Yoshihiro Mizutani, Indentation-damage visualization in CFRP by resistive heating: Analytical verification of the inspection of aircraft using its lightning protection systems, Journal of Solid Mechanics and Materials Engineering, in press.

(2.6) 鈴木良郎，轟章，高橋航圭，水谷義弘，松崎亮介，抵抗温度特性変化を利用した CFRP 平板の統計的層間はく離検出，日本機械学会論文集 A 編，日本機械学会，076 巻，767 号，pp. 961−967，2010.

(2.7) 鈴木良郎，轟章，水谷義弘，松崎亮介，健全データ学習不要の電気抵抗変化法による CFRP 平板の統計的損傷検出，日本機械学会論文集 A 編，日本機械学会，077 巻，773 号，pp. 181−189，2011.

(2.8) Yoshiro Suzuki, Akira Todoroki, Yoshihiro Mizutani, Ryosuke Matsuzaki, Impact Damage Detection in laminated Carbon Fiber Reinforced Polymers by the SI−F Method Using Resistance−Temperature Characteristics, Journal of Solid Mechanics and Materials Engineering, Vol. 5, No. 1, pp. 33–43, 2011.

(2.9) R. B. Pipes and N. J. Pagano, Interlaminar stress in composite laminates under uniform axial extension, Journal of Composite Materials, 4 (1970), pp. 538-548.

(2.10) S. Takeda, Y. Okabe, N. Takeda, Delamination detection in CFRP laminates with embedded small-diameter ?ber Bragg grating sensors,Composites: Part A 33 (2002) pp. 971-980.

(2.11) 邉吾一，石川 隆司，先進複合材料工学，培風館，2005.

(2.12) L.B. ILCEWICZ and D.J.Hoffman and A.J. Fawcett. Comprehensive composite materials, Vol. 6. Design and applications 6.07 composite application in commercial airframe structures.

(2.13) Michael C.Y.Niu, Composite Airframe Stracutures, Conmilit Press LTD., (1993).

(2.14) Ishikawa T., Reduction of Development Costs of Full Composite Aero-Structure: A Proposal from a Research Sector, ICAS Biennial Workshop, 2011.

(2.15) Suzuki Y, Todoroki A, Mizutani Y, Matsuzaki R. Impact Damage Detection in CFRP Using Statistical Analysis of Resistance-Temperature Characteristics. J Solid Mech Mater Eng. 2011;

5(1):33-43.

(2.16) Suzuki Y, Todoroki A, Mizutani Y, Matsuzaki R. Damage Detection in CFRP without Data from Intact Structures Using Statistical Analysis of Resistance-Temperature Characteristics. Jpn Soc Mech Eng Series A. 2011; 77(773):181-9.

(2.17) Wang D, Chung DDL. Comparative Evaluation of the Electrical Configurations for the Two-Dimensional Electric Potential Method of Damage Monitoring in Carbon Fiber. Smart Mater Struct. 2006;15:1332-44.

(2.18) Wang D, Chung DDL. Through-Thickness Stress Sensing of Carbon Fiber Polymer-Matrix Composite by Electrical Resistance Measurement. Smart Mater Struct. 2007;16:1320-30.

(2.19) Abry JC, Bocharda S, Chateauminoisa A, Salvia M, Giraudb G. In situ detection of damage in CFRP laminates by electrical resistance measurements. Compos Sci Technol. 1999;59:925-35.

(2.20) Todoroki A, Tanaka M, Shimamura Y. Electrical resistance change method for monitoring delaminations of CFRP laminates: effect of spacing between electrodes. Compos Sci Technol. 2005;65:37–46.

(2.21) Ounaies Z, Park C, Wise KE, Siochi EJ, Harrison JS. Electrical properties of single wall carbon nanotube reinforced. Compos Sci Technol. 2003;63(11):1637-46.

(2.22) Allaoui A, Bai S, Cheng HM, Bai JB. Mechanical and electrical properties of a MWNT/epoxy composite. Compos Sci Technol. 2002;62:1993-8.

(2.23) Gao L, Thostenson ET, Zhang Z, Chou TW. Sensing of Damage Mechanisms in Fiber-Reinforced Composites under Cyclic Loading using Carbon Nanotubes. Adv Funct Mater. 2009;19:123-30.

(2.24) J. C. Abry, S. Bochard, A. Chateauminois, M. Salvia, G. Giraud, In situ detection of damage in CFRP laminates by electrical resistance measurements, Composite Science and Technology, 59, (1999), pp. 925-935.

(2.25) Bello D, Wardle BL, Yamamoto N, Villoria RG, Garcia EJ, Hart AJ, Ahn K, Ellenbecker MJ, Hallock M. Exposure to nanoscale particles and fibers during machining of hybrid advanced composites containing carbon nanotubes. J. Nanopart. Res. 2009;11:231-49.

(2.26) Masenelli-Varlot K, Chazeau L, Gauthier C, Bogner A, Cavaille JY. The relationship between the electrical and mechanical properties of polymer–nanotube nanocomposites and their microstructure. Compos. Sci. Technol. 2009;69(10):1533-9.

(2.27) Gates D., Protecting the 787, Seattle Times March 5, 2006.

(2.28) Astrostrike 社ホームページ, http://www.astrosealproducts.com/pages/what%20is.html, 2012.

(2.29) Todoroki A., Matsuura K. and Kobayashi H., Application of Electric Potential Method to Smart Composite Structures for Detecting Delamination, JSME International J., Series A, 38(4), (1995), pp. 524-530.

(2.30) Todoroki A., Tanaka Y., and Shimamura Y., Delamination monitoring of graphite/epoxy laminated composite plate of electric resistance change method, Composites Science and Technology, 62 (9), (200), pp. 1151-1160.

(2.31) Ueda M., Todoroki A., Asymmetrical dual charge EPCM for delamination monitoring of

CFRP laminate, Key Engineering Materials, 321-323, (2006), pp.1309-1315.

(2.32) J. C. Abry, S. Bochard, A. Chateauminois, M. Salvia, G. Giraud, In situ detection of damage in CFRP laminates by electrical resistance measurements, Composite Science and Technology, 59, (1999), pp. 925-935.

(2.33) J. C. Abry, Y. K. Choi, A. Chateauminois, B. Dalloz, G. Giraud, M. Salvia, In-situ monitoring of damage in CFRP laminates by means of AC and DC measurements, Composite Science and Technology, 61, (2001), pp. 855-864.

第 3 章

ステップ 1：局所抵抗加熱利用の広域デント検出

複合材製航空機に発生した衝撃損傷（図3.1左に示すデント，層間はく離，母材割れ，繊維破断の総称）を効率的に検知するため，広域検査と狭域検査から成る二段階診断を行う．本章では，大型炭素繊維強化プラスチック（carbon fiber reinforced polymer, CFRP）構造を対象とし，衝撃損傷の有無判定および発生位置の特定を目的としたステップ1：広域検査について述べる．

広域検査では，2.2.2項で述べたように，残留圧縮強度を低下させる衝撃損傷に伴って発生する，深さ0.15mmのデントを検出することを目的とする．

3.1 概要

CFRP構造の損傷検出･同定手法として研究されている電気抵抗変化法[3.1–9]は，構造の強化材である電気良導体の炭素繊維をセンサとして利用し，損傷発生時の電気抵抗変化を利用する診断手法であり，高価な装置を要さず，またフライト間の短い停泊時間内に検査を終えられると期待されている．しかし電気抵抗変化法には，2.3.1項で述べたように，下記の問題が残されていた．

従来の電気抵抗変化法の問題点

(1) 大型 CFRP 構造検査に要する膨大な電極と配線，電気抵抗測定区間の切換えに要する膨大な時間
(2) 電極設置面から遠い（深い）位置に生じた損傷に対する検出感度の低下
(3) CFRP 積層構造の電気特性の多様性による汎用性の低下
(4) 周囲温度変動に起因する電気抵抗変動（ノイズ）による検査信頼性の低下

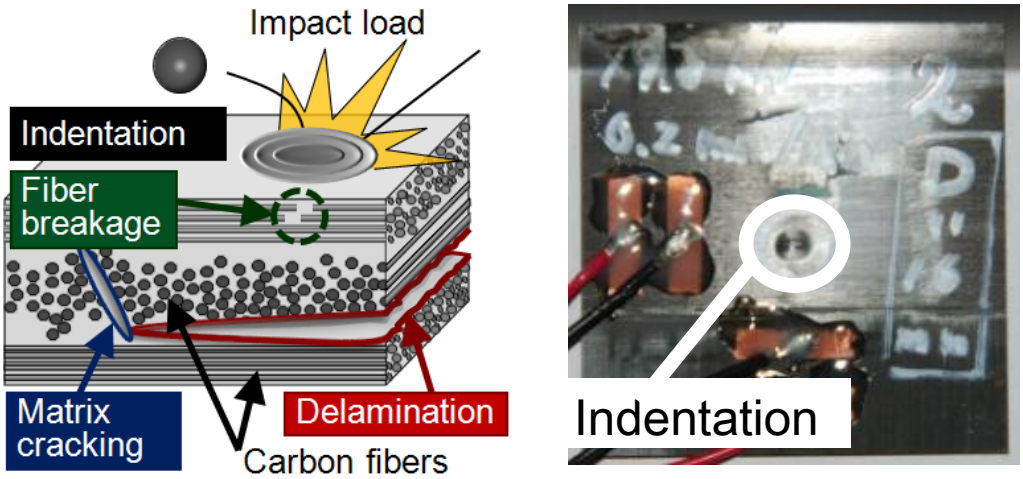


Fig. 3.1 Impact damage of several forms in a CFRP (left), indentation damage caused by a static indentation load of 20 kN (right).

(5) 損傷発生前後の抵抗比較を要するため健全性が不明である既存構造検査や，製品検査に適用不可

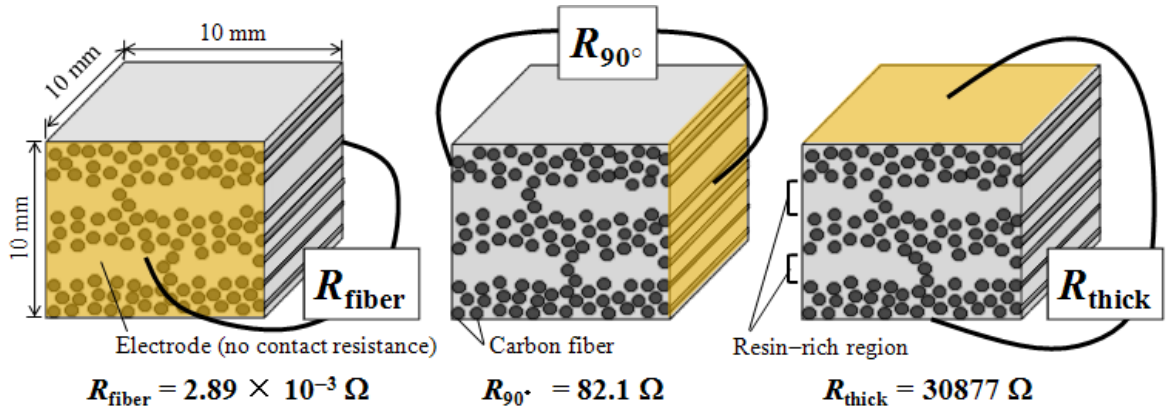
本章にて提案する「ステップ1：局所抵抗加熱利用の広域デント検出法」は，上記の問題を克服するものである．衝撃負荷点に生じるデントを衝撃損傷の目印，すなわちマーカーとして検出することで，広域から衝撃損傷の発生が疑われる場所を絞り込む．デント部がCFRP構造内を流れる電流を吸い寄せることを利用し，デント部を集中的に抵抗加熱する．そして周辺の健全部よりも高温となったデント部を，温度分布や，温度変化に起因する抵抗変化を計測することで検知する．CFRP表面に貼付される耐雷用の金属メッシュを，抵抗加熱や抵抗測定に必要な電極および配線として兼用できるため，大型CFRP構造でも，重量増加や配線インテグレーションの問題を招かない．さらにマトリクスセンサの要領で抵抗測定区間の切換えられるようになるため（3.5.2項），検査時間を大幅に短縮できる．

広域検査後に，4章にて述べる狭域の詳細検査を行い，構造内部に層間はく離が発生していないか調べる．二段階診断により，構造の大きさに依らず検査の効率性を高く保持できる．また，デントは常に構造表面に発生することから多様な構造部材を検査する場合も検出感度が落ちず，さらには，構造の形状や厚さ，内部の積層構成，添加材の有無などの影響を受けにくい．

3.2 デント検出の原理

デント検出の原理を説明する前に，CFRP積層板の電気的異方性について述べる．

本章にて診断対象とする東邦テナックス製UD CFRP（材料名: IM600/133, 繊維: テナックスIMS60, 母材: 高じん性180℃硬化型Epoxy樹脂，繊維体積含有率: 0.6）の電気抵抗率を図3.2に示す．抵抗率の低い繊維方向に比べ，90°方向（面内繊維直交方向）は10^4倍，面外方向は10^7倍以上と極端に大きく，異方性は非常に強い．繊維方向は導電性を有する炭素繊維束の中を電流が流れるが，90°方向の電流経路は繊維の接触により形成され，多数の接触界面における接触抵抗を含むためである．また，IM600/133は層間破壊じん性を高めるため層間に高じん性



(a) Fiber direction　(b) Transverse direction　(c) Thickness direction

Fig. 3.2 The strong anisotropy in electrical resistivity of a CFRP laminate (unidirectional IM600/133, Toho Tenax).

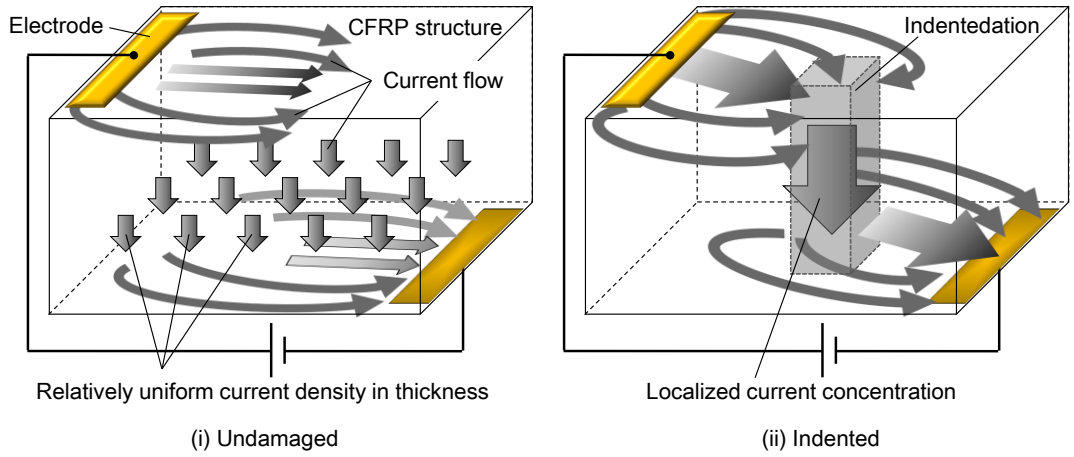


Fig. 3.3 Schematic electrical paths in (i) the undamaged structure without an indentation, and (ii) the structure with an indentation. The arrows represent current flow.

樹脂（電気不導体）過多の領域が存在するため，面外抵抗率は90°方向以上の，著しく高い値を示す．

図3.3に，上下面それぞれに電極を取り付けたCFRP板内の電流経路を示す．面外方向に比べ面内の抵抗率は低いため，上側の電極に与えられた電流は図3.3(i)のように，すぐに面内方向に拡散し，構造内には比較的一様な面外方向電流分布が形成される．一方，構造中央にデントを有する図3.3(ii)では，電流がデントに吸い寄せられる．これは，デント部において，図3.2(c)に示した層間の樹脂過多領域が部分的に潰され，上下層内の繊維が接触することに起因する．デント部内の層間領域では，各層内の繊維が電気的に橋絡されて面外方向の電流経路が形成されるため，同方向の電気抵抗は大きく低下する．

本章にて提案するデント検査では，上記の強い電気的異方性と，デントによる電流経路変化を積極的に利用する．図3.4のように第一層（最外層）の繊維配向角を0°，その下層である第二層を90°とするCFRP積層板を考える．第一，二層の端部にそれぞれ電極を設置する．電極A–Dは第一層内の0°方向の繊維と，電極1–4は第二層内の90°方向の繊維と接触している．例えば，電極Bと電気的に繋がっている0°繊維束と，電極3に接続される90°繊維束との交差領域を区間B3とよぶことにする．区間B3に何かが衝突し衝撃損傷を生じる際，衝撃負荷点（デント発生部）において上下層内の繊維が接触するため，層間を通る新たな電流経路が形成される．したがって，電極Bに負荷された電流は，抵抗率の最も低い第一層内の0°繊維束内を流れ，区間B3のデント部を通って層間を渡り，今度は第二層の90°繊維束を流れて電極3に到達する．このように区間B3にデントが発生す

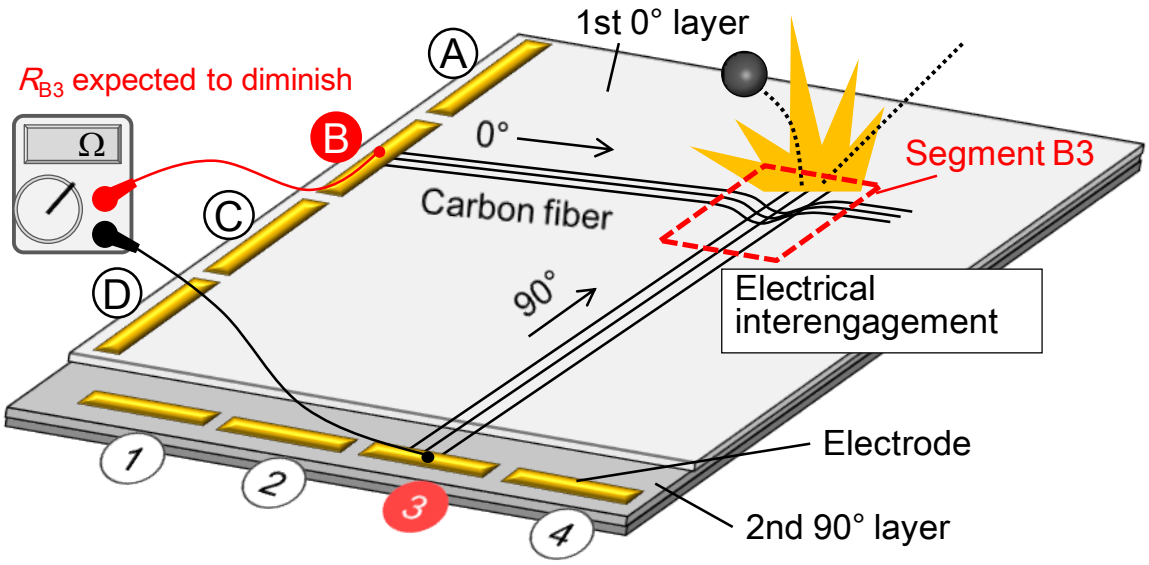


Fig. 3.4 Schematic of the system for measuring the decrease in electrical resistance between the outer two layers caused by an indentation in a multi–segment CFRP laminate.

ると，この区間の電気抵抗R_{B3}が低下することから，デントを（延いては衝撃損傷を）検出できるものと期待された．ただし，検査対象が大きくなりデント発生位置が電極から離れるとR_{B3}も大きくなる．デント発生時の抵抗変化比ΔR_{B3} / R_{B3}が小さくなると（ΔR_{B3}はR_{B3}の変化量），計測誤差の影響が相対的に大きくなり，検出感度や検査信頼性が低下する．また，3.4.2項にて述べるが，区間B3内のデントは隣接区間（区間B2, B4, A3, C4,…など）の抵抗も低下させることから，デント発生区間を正確に特定できないといった問題も生じる．

そこで，抵抗変化そのものを診断に利用するのではなく，デントに電流が集中することを利用する．図3.5に示すように，抵抗熱により衝撃点を選択的・集中的に加熱し，温度分布から診断する．本診断手法は下記の利点を有する．

局所抵抗加熱利用のデント検出法の利点

(1) 抵抗発熱量は電流密度の二乗に比例するため，大きな電流を負荷するほど，デント部の温度上昇を際立たせることができる（3.4.1項）．電流量を調整するだけで，用途に応じて容易に検出感度を要求水準まで高められる．

(2) 電極とデント間の距離が大きくなってもデント周辺の電流分布は大きく変わらず，デント部に最大温度を付与できるため，航空機のような大型構造も検査可能（3.5節）かつデント発生区間の特定（3.4.2項）も容易となる．

(3) 耐雷用金属シールドを，抵抗加熱や抵抗測定に必要な電極および配線として兼用することで，大型構造検査でも，重量増加や配線インテグレーションの問題を招かない．

(4) 健全部との温度差はサーモグラフィの温度分布画像から検知できるが（3.5.1

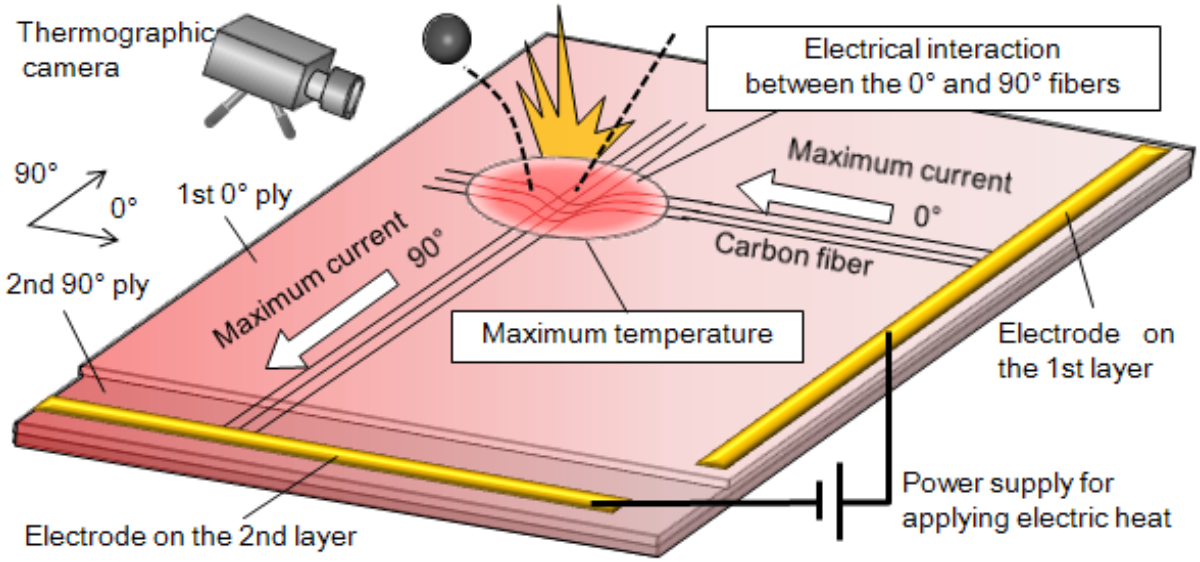


Fig. 3.5 Schematic of the system for applying electric heat to the indentation by making use of decrease in electrical resistance in the outer two layers caused by an indentation.

項），温度差による電気抵抗変化を計測することでも診断可能である（3.5.2項）.

(5) デントは常に構造表面にて発生すること，表面二層の電気特性変化に着目した検査であることから，構造の厚さ，形状，内部の積層構成による影響を受けにくく，多種多様の部材に適用できる高い汎用性を持つ.

(6) 健全状態の電気特性をあらかじめ取得する必要がなく，既存構造や製品検査にも適用できる.

この局所抵抗加熱利用のデント検出法の有効性を検証するため，次のことを行った.

(1) CFRP積層板の繊維方向，繊維直交方向，厚さ方向の抵抗率と，抵抗温度係数を実測した（3.3.1項）.

(2) 静的押込みによりデントを発生させてCFRP板の電気抵抗変化を実測し，実測結果と有限要素解析から，デント部の抵抗率変化量を推定した（3.3.2項）.

(3) 一つあるいは二つの測定区間を持つ小さなCFRP平板を対象に提案手法を適用し，デント周辺部の電流分布や，デント発生区間の特定能力を調べた（3.4節）.

(4) 耐雷用の銅ストライプを利用して大型構造を一様に加熱する方法を提案した．デントを有する1 mほどのCFRP平板を抵抗加熱し，温度分布からデント検出可能であるか検証した（3.5.1項）.

(5) 電極の配置ずれを考慮したCFRP解析モデルを作成し，配置ずれが温度分布に与える影響，すわなち検査信頼性に及ぼす影響を評価した（3.5.1項）.

(6) CFRP構造は不均質体であるため電気抵抗率分布はばらつきを持つ．不均一な抵抗率分布を有するCFRP解析モデルを作成し，不均一性が検査信頼性に及ぼす影響を評価した（3.5.1項）.

(7) 抵抗熱によりデント部を集中的に加熱したのち，耐雷用の金属ストライプを利用してCFRP構造の“温度変化に起因する抵抗変化抵抗”を測定することで，デントを検出する手法を提案し，1 m以上の大型CFRP平板を対象に有効性を検証した（3.5.2項）.

3.3 CFRP 材の電気特性の取得

提案手法の有効性を検証するため，熱–電気連成場の有限要素解析を行う．本節では解析に必要となる，CFRP 材（IM600/133，繊維体積含有率: 0.6）の各種電気物性値を取得する．

3.3.1 健全材の抵抗率，抵抗温度係数の実測

面内二方向（繊維方向，繊維直交方向）および厚さ方向の抵抗率と，抵抗温度係数を実測する．三方向の電気特性を測定するため図 3.6 上に示す三種の試験片を，各方向に対して五つずつ用意し，その平均値を解析に用いる．抵抗温度係数を測定する際には図 3.6 下に示す加熱方法を採った．電極と炭素繊維間の接触抵抗を除外した真の電気抵抗を得るため，4 電極法を用いた．

面内方向の測定（図3.6左上）では試験片両端に電流を負荷して内側の二電極間の電位差を測定する．構造内に一様な長手方向電流を形成するために，電流負荷電極は試験片の端部全体を覆うように配置した（図3.6上の写真参照）．一方，厚さ方向の測定には工夫が必要となる．厚さ方向の測定では図3.6右上のように

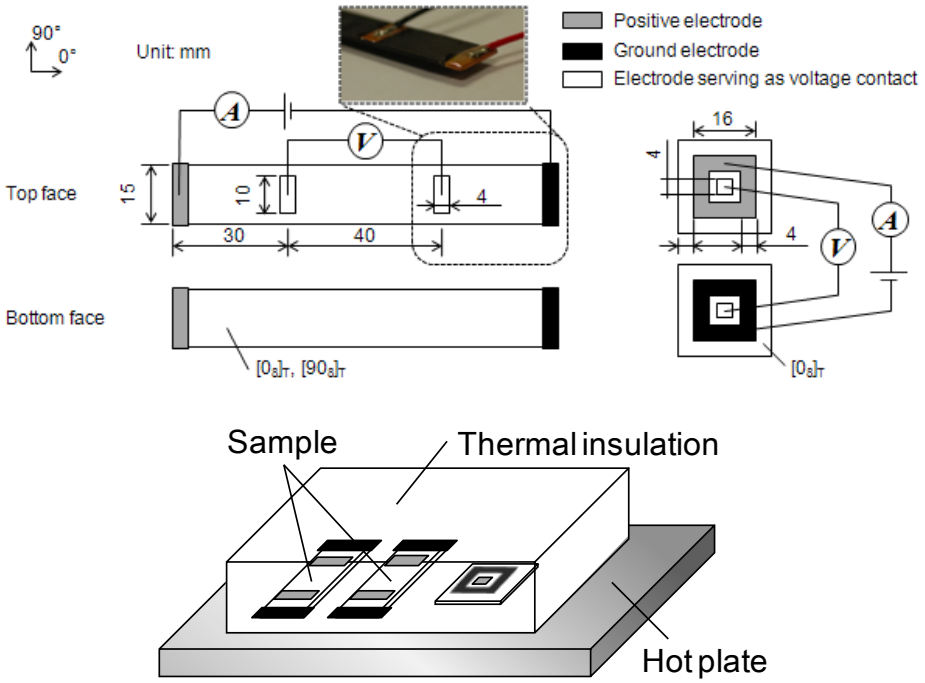


Fig. 3.6 Configuration for measurement of the three–dimensional electrical resistivity in the fiber direction and 90° direction (upper left), and the thickness direction (upper right), and heating system for measurement of resistance–temperature characteristics (bottom).

Table 3.1 Electrical properties of unidirectional CFRP laminates (IM600/133, Toho tenax, V_f = 0.60).

Direction	Electrical resistivity/ Ωm	Temperature coefficient of resistance (TCR)/K^{-1}
Fiber	2.8874×10^{-5}	-3.114×10^{-4}
90°	0.82086	-2.498×10^{-4}
Thickness	308.77	8.940×10^{-5}

“回の字”型に電極を配置しており，外側の口型電極間に電流を負荷し，内側の正方形状電極間の電位差を測定する．正規の4電極法とは異なるが，厚さ方向は面内方向に比べて抵抗率が非常に高いことから，構造内には一様な厚さ方向電流が形成され，正確な測定が可能であると考えられる．

測定結果を表3.1に示す．繊維直交方向，厚さ方向の抵抗率はそれぞれ，繊維方向の2.84×10^4 倍，1.07×10^7 倍と非常に高い値であった．抵抗温度係数は20–120°Cの抵抗率–温度曲線を最小二乗法で直線近似し，その傾きの平均値とした．繊維方向，90°方向は負の値をとったが，厚さ方向は正であった．

3.3.2 デント部の厚さ方向抵抗率の推定

静的押込みによりデントを発生させる前後の表面二層間の抵抗変化を実測し，その結果に基づいて有限要素解析（ANSYS 11.0, 構造–電気解析）を行うことで，デント部の厚さ方向抵抗率を推定する．

3.3.2.1 デント発生前後の層間抵抗変化の実測

図 3.7 に示す CFRP 直交平板の中央に静的押込みによりデント発生させ，押込み前後の表面二層間の抵抗変化を測定する．接触抵抗を除外するため 4 電極法を用いる（電極①④間に電流を与え，②③間の電位差を測定する）．平板の積層構成は$[0/90]_{4S}$（板厚 2.52 mm）であるが，電極③④を第二層に直接設置するため，下端 20 mm は第一層が存在しない．熱成形時に平板全域に一様な圧力をかけられるよう，下端 20 mm の部分にのみ，厚さ 50μm のテフロン製シートを 3 枚挟んで空隙を埋め，成形後にシートを取り除いた．

抵抗測定には日置電機製の LCR メータ（ハイテスタ 3522–50）を用い，測定条件は 30 mA, 450 Hz とした．島津製作所製オートグラフ AG–I 100 kN を用い，半球状圧子（直径 9.5 mm，15.9 mm の二種）を 0.2 mm/min の速度で押込んだ．デントのみを発生させるため，GFRP 板とアルミ板を下に敷いて CFRP 板の曲げ変形を抑制し，層間はく離の発生を抑制した．押込み荷重は，0–4 kN までは 0.5 kN ずつ増加させ，その後 20 kN まで 1 kN ずつ増加させていった．

圧子直径 15.9 mm, 9.5 mm の結果をそれぞれ，図 3.8 と 3.9 に示す．押込み荷

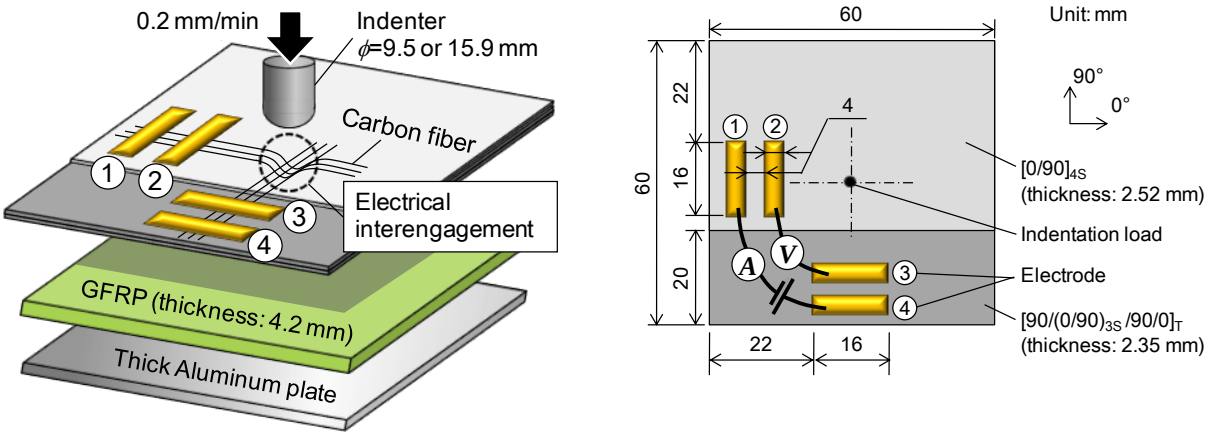


Fig. 3.7 Experimental set up for the indentation test (left) and configuration for the measurement of resistance change between the outer two layers caused by an indentation (right).

重と電極②③間の抵抗変化率$\Delta R_{23}/R_{23}$の典型例を(i)に, $\Delta R_{23}/R_{23}$の平均値を(ii)に, デント深さの平均値を(iii)に示している．同一の押込み負荷では，圧子が小さい方（直径 9.5 mm，図 3.9）がデント深さ，抵抗変化ともに大きく，深さ 0.63 mm のデント発生後（20 kN 負荷後）には平均して 30 %の抵抗減少がみられる．大きな圧子（直径 15.9 mm，図 3.8）でも深さ 0.15 mm（12 kN）のデントにより 13 %減少している．層間はく離，母材割れ，繊維破断に着目してきた従来の電気抵抗変化法では，このような軽微な損傷により，これほど大きな抵抗変化が観察されることはなかった．したがって，提案手法のように CFRP の第一，二層間に電流を負荷する抵抗測定法は，衝撃損傷発生時の電気抵抗の変化をより鋭敏にとらえることができるといえる．

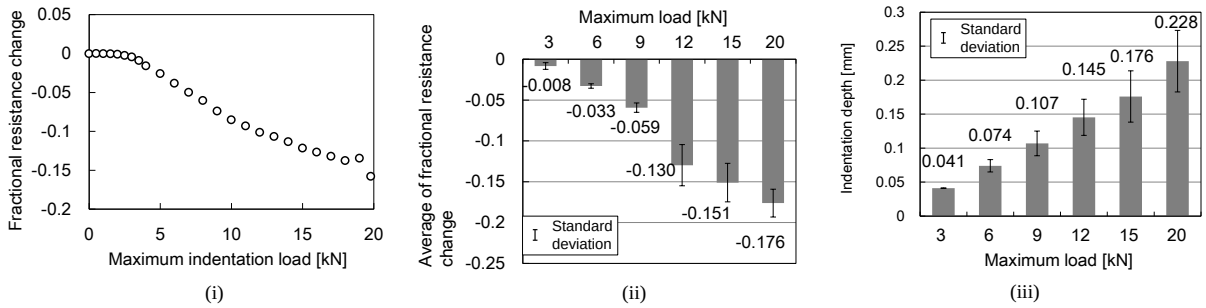


Fig. 3.8 Experimental results of the indentation test with **<u>an indenter 15.9 mm in diameter</u>**: (i) typical results of $\Delta R_{23}/R_{23}$; (ii) average of $\Delta R_{23}/R_{23}$; and (iii) average of indentation depth.

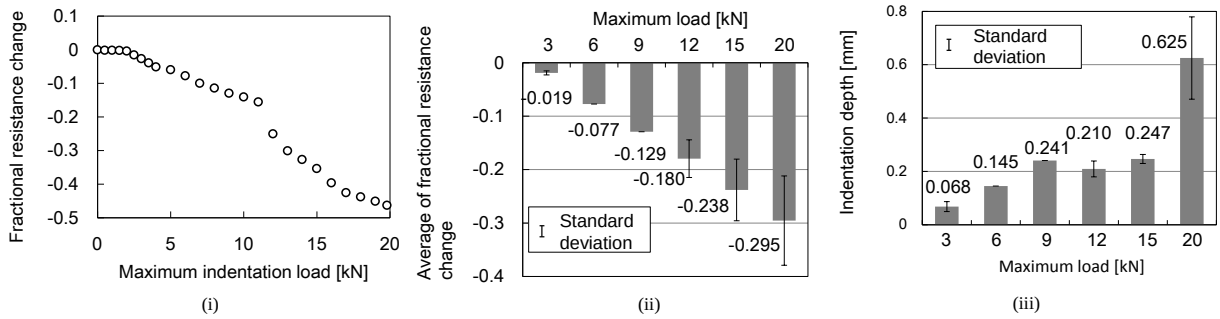


Fig. 3.9 Experimental results of indentation test with **<u>an indenter 9.5 mm in diameter</u>**: (i) typical results of $\Delta R_{23}/R_{23}$; (ii) average of $\Delta R_{23}/R_{23}$; (iii) average of indentation depth.

3.3.2.2 デント部の抵抗率の解析的推定

3.3.2.1 で用いた CFRP 試験片（図 3.7）と同様の有限要素解析モデルを作成し，デントモデルの抵抗率を様々に変化させて実測抵抗変化に一致するものを探索することで，デント部の抵抗率を推定する．本解析では下記の仮定をおく．

(1) デントと健全部とでは厚さ方向の抵抗率のみが異なる
(2) デント内の抵抗率分布は一様であり，ばらつきを持たない
(3) デントの大きさや形状は，押込み荷重の大きさによらず一定（2 mm×2 mm ×0.3 mm の直方体）とする

仮定(1)では，デント部の面内繊維直交方向（90° 方向）の抵抗率変化はないとしているが，実際にはデント周辺の繊維は歪められ，同方向の電流経路，抵抗率とも変化していると考えられる．しかし 90° 方向の抵抗率変化は，厚さ方向に比べて小さいことと，提案手法のような層間電流を利用した抵抗加熱法に対しては影響を及ぼしにくいことから無視できると判断した. 仮定(2), (3)も事実と異なる部分を含むが，本項の目的は“表面二層間に負荷した電流が，どの程度デント周辺に集められるか”を定量的に求めることであり，デントの大きさや形状まで考慮した正確な抵抗率分布を得る必要はない.

三次元有限要素解析モデル

解析モデルを図 3.10 に示す．各寸法，積層構成は図 3.7 と同様である．電極①上面の中心節点に I = 1 A を印加, 電極④上面の中心節点を 0 V とし, 電極②,

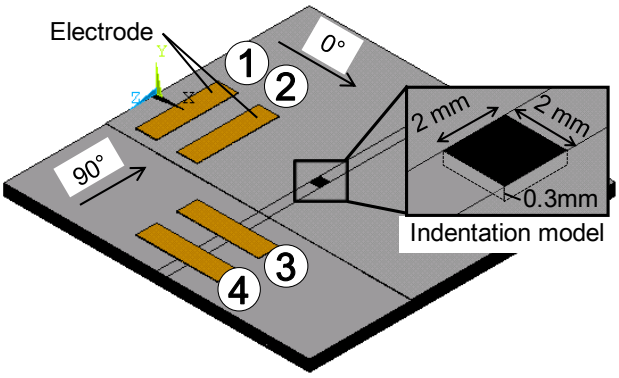


Fig. 3.10 Finite element model with an indentation for estimation of electrical resistivity of an indented area.

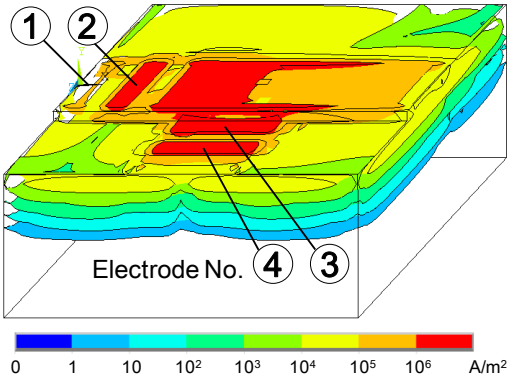


Fig. 3.11 Calculated conduction current density distribution when supplying 1 A between electrodes 2 and 3 (magnified ten times in the thickness direction).

③それぞれの上面の平均電位の差 V_{23} を用い，次式から電気抵抗 R_{23} を算出した（4 電極法）.

$$R_{23} = V_{23} / I \tag{3.1}$$

表面二層に渡る直方体形状のデントモデル（2 mm×2 mm×0.3 mm）を作成し，デントモデルの厚さ方向抵抗率を少しずつ変化させながら ΔR_{23} を繰り返し計算していく．このようにして得られる抵抗変化率$\Delta R_{23}/R_{23}$ が，実測した抵抗変化率 $\Delta R_{23}/R_{23}$（図 3.8(ii)の 15.9 mm の半球状圧子押込み試験結果）と一致する場合，それをデント部の抵抗率として採用する. CFRP モデルには SOLID 226 要素を用い，直方体形状マップトメッシュ（1 mm×1 mm×0.15 mm）を用いた．節点数は 407,616，要素数は 56,656 であった.

解析結果

はじめに CFRP 構造内の電流密度分布結果（図 3.11）について考える．厚さ方向に 10 倍に拡大して表示している. コンターは対数等電流密度面を示しており，電流密度は一つのコンター面を隔てて 10 倍ずつ増減する．電極①④間に負荷さ

Table 3.2 Through–thickness resistivity of a damaged area obtained from an indentation test with a hemispherically shaped headstock (ø 15.9 mm).

Indentation depth [mm]	0	0.041	0.074	0.107	0.145	0.176	0.228
Indentation load [kN]	0	3	6	9	12	15	20
Through–thickness resistivity [Ωm]	309	89.2	28.2	15.7	6.68	5.58	4.61

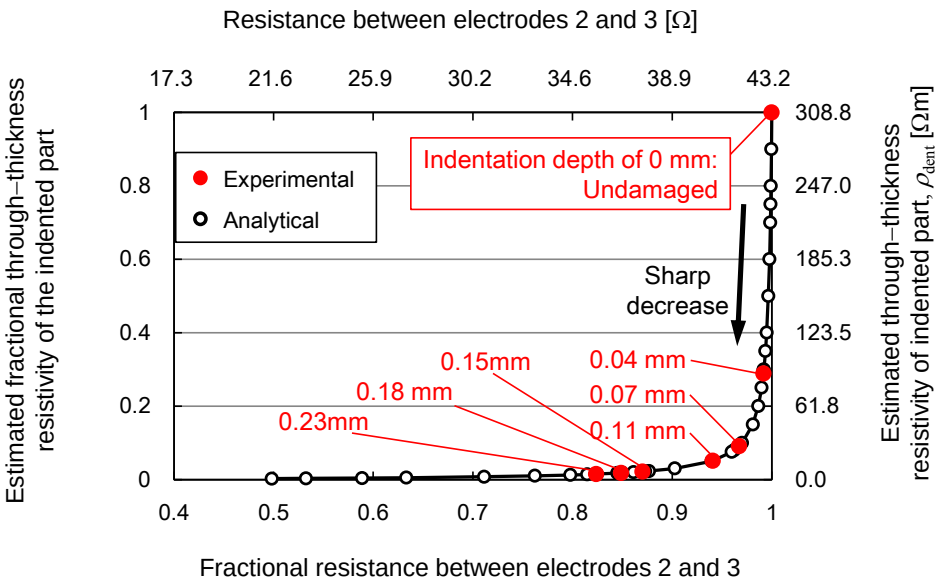


Fig. 3.12 Analytically estimated relationship between the through–thickness resistivity of an indented part, ρ_{dent}, and the change in electrical resistance, ΔR_{23}, after each indentation test with an indenter 15.9 mm in diameter. Red values represent the maximum load.

れた電流の 99 %以上が表面二層間を流れていることがわかった．したがって，電気抵抗 R_{23} は，表面二層間の電気特性を強く反映した値となる．これは，表面二層間に繊維配向角差さえあれば（角度差は 90° である必要はない），内部の積層構成や板厚の異なる様々な CFRP 部材に本章のデント検査を適用できると言い換えられるため，本研究において重要な結果である．実際に，航空機の主構造表面二層は座屈防止のため，45, –45° 層である場合が多い．

続いて表 3.2，図 3.12 にデント部の厚さ方向抵抗率の推定値を示す．前述した三つの仮定が正しければ，デント発生とともに抵抗率は劇的に減少し，深さ 0.04 mm のデント部（3 kN 押込み）は健全状態の 30 %，深さ 0.07 mm（6 kN）では 10 %まで低下したことになる．0.15–0.23 mm（12–20 kN）の間では下げ止まりがみられ，健全状態の 1–2 %程の抵抗率に落ち着いた．深さ 0.04 mm 程度のデントであっても表面二層間の繊維は部分的に橋絡されると考えられる．

3.3.3 層間はく離による抵抗変化量の解析的推定

3.3.2 項で述べたデントによる電気特性変化と比較するため，第一，二層間に層間はく離を有する CFRP 解析モデルを作成し，抵抗変化量を算出する．層間はく離は，第一層の底面と，二層の上面の節点を分離させること（節点の二重定義）で模擬した．これにより，はく離面の上下は絶縁される．正方形状のはく離面（一片 4, 8, 12, 16 mm）を試験片中央に作成した．

はく離付与前後の抵抗変化率$\Delta R_{23}/R_{23}$を図3.13に示す．電極幅と同じ16 mmの層間はく離が発生しても抵抗変化量は1 %に満たなく，デントに比べて非常に小さい．これは図3.14を用いて説明できる．CFRP構造内には無数の電流経路が存在しており，これらの並列合成抵抗が電極間抵抗となる．図3.14中央のように，層間はく離により一部の経路が遮断されても（あるいは抵抗増加しても），並列合成抵抗値に与える影響は小さい．一方図3.14右のように，デントにより抵抗の小さな新たな経路が形成されると，電流の大部分がこの経路を流れるようになり，合成抵抗値を大きく減少させる．

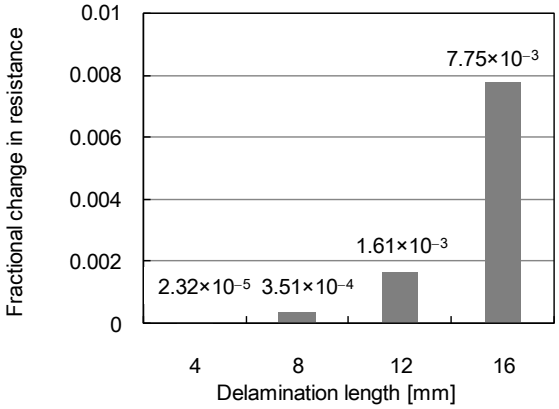


Fig. 3.13 Calculated fractional change in electrical resistance ΔR_{23} caused by a delamination crack of different sizes.

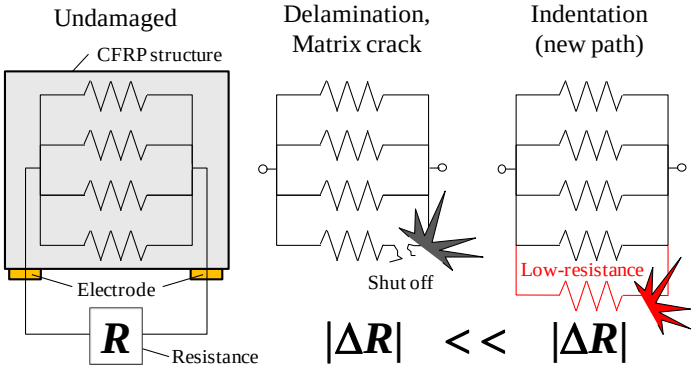


Fig. 3.14 Schematic circuit representing the electrical network in a CFRP structure and resistance change ΔR caused by several types of damages.

3.4 局所抵抗加熱利用の デント検査の有効性検証

3.3.2.2 で推定したデント部の抵抗率を用いて熱–電気連成解析を行い，抵抗加熱によりデント周辺にどのような電流密度分布，温度分布が形成されるのか検証する．解析に用いる IM600/133 の物性値を表 3.1–3 に示す．表 3.3 の CFRP の熱伝導率，比熱，密度は小笠原の文献(3.13)から引用したものであり，繊維体積含有率 0.47 の IM600/133 の物性値である．等方体である銅電極の抵抗率が面内，面外方向で異なるのは， CFRP 構造界面との接触電気抵抗を考慮して，面外方向の抵抗率を増加させているためである(3.1).

3.4.1 デントの検出における有効性

解析方法

デント検出における提案手法の有効性を検証するため，デントを有する CFRP 平板を抵抗加熱した際の温度分布を算出する．解析モデルには，3.3.2 節の解析モデル（図 3.10）の積層構成を$[0/90/+45/–45]_{2S}$ と変更したものを用い，直方体メッシュの寸法は 2 mm×2 mm×0.15 mm とした. 節点数 104,702, 要素数 14,164 であった．電極モデル①，④の上面中心節点をそれぞれ，0 V, 5 V として構造—熱電気解析を行い，デントを生じる前後の構造それぞれに対し，電流密度分布

Table 3.3 Electrical or thermal properties used in coupled thermal–electrical analysis)

Material	Item	Unit	Direction	Value
CFRP IM600/133	Thermal conductivity	$W\ m^{-1}\ K^{-1}$	Fiber	11.8
			90°	0.609
			Thickness	0.609
	Specific heat	$J\ kg^{-1}$		1065
	Density	$kg\ m^{-3}$		1520
Copper electrode	Electrical resistivity	Ωm	In-plane	16.78×10^{-9}
			Thickness	3.98×10^{-2}
	Thermal conductivity	$W\ m^{-1}\ K^{-1}$		401
	Specific heat	$J\ kg^{-1}$		380
	Density	$kg\ m^{-3}$		8920
Air	Heat transfer coefficient	$W\ m^{-2}\ K^{-1}$		8.334
Stefan-Boltzmann constant		$J\ K^{-4}\ M^{-2}\ S^{-1}$		5.6704×10^{-8}

と温度分布を算出した．また，印可電圧と温度分布の関係を調べるため，電極①④間に 10 V の電位差を負荷するケースも試した．さらに，一辺 16 mm の正方形状層間はく離を第一，二層間に持つ CFRP モデルの解析も合わせて行い，デントをターゲットにする場合と，層間はく離をターゲットにする場合の，損傷検出における有効性を比較した．はく離面の接触熱伝導率（thermal contact conductance, TCC）は，層間に厚さ t = 0.02 mm の空気層（熱伝達率: $k = 26.14\times10^{-3}$ $\mathrm{Wm^{-1}K^{-1}}$ (3.14)）があるとして，次式により算出した．

$$\mathrm{TCC} = \frac{k}{t} = 1307 \ \left[\mathrm{Wm^{-2}K^{-1}}\right] \tag{3.2}$$

CFRP モデルは 300 K の空気中に置かれているとし，熱ふく射と自然対流を考慮した．

解析結果

電極①④間に 5 V 負荷時の電流密度分布を図 3.15 に示す．無損傷材に比べ，デントを生じた構造では，表面 0 度層を繊維方向に流れてデントに向かう電流量が増加していることがわかる．一方，はく離を有する構造と健全構造の間に大きな差異はみられない．

続いて図 3.16 に 5 V 負荷時の温度分布を示す．電流が集中し大きな抵抗熱が発生するデント部において，温度は最も高くなる．図 3.17 は，健全材とデント

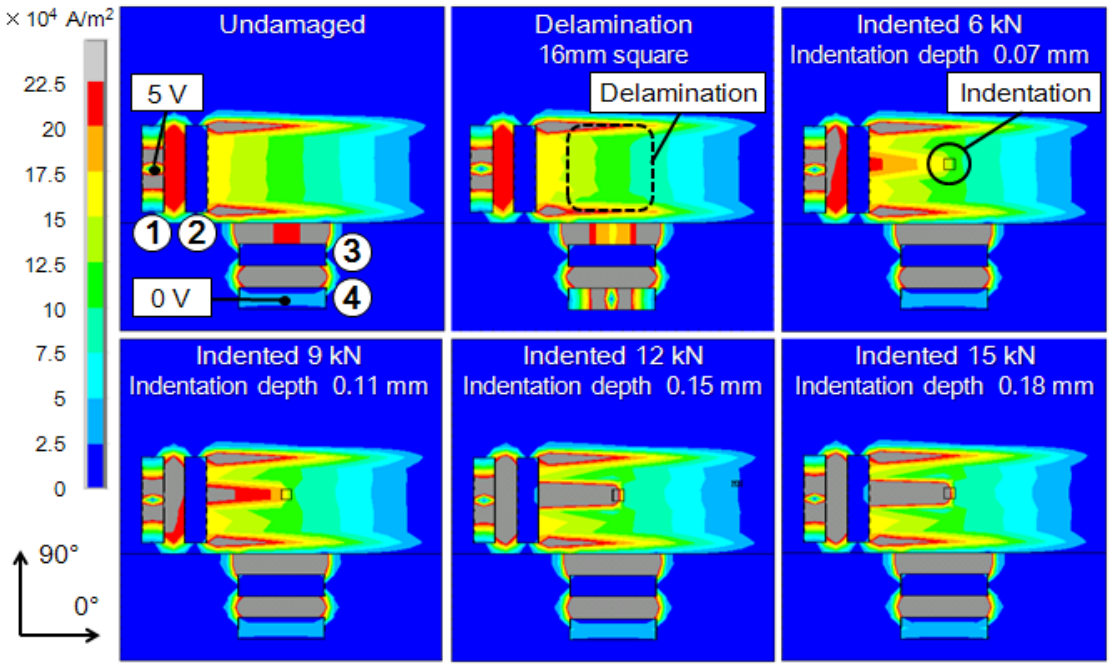


Fig. 3.15 Calculated conduction electrical current density distribution on the surface of a structure, which is undamaged or has a delamination crack or a dent of various scales, when **supplying 5 V** between electrodes 1 and 4.

材における最大温度の差である．大きなデントを持つ構造ほど，温度上昇量も大きくなる．一方，はく離を有する構造の表面温度は，健全構造より低い．層間はく離による抵抗変化（図 3.13）や電流経路の変化（図 3.15 上段中央）が小さいことから，これは層間はく離により抵抗発熱量の分布が変化した結果ではなく，構造内の伝熱特性が変化した結果であると推察される．この場合，抵抗加熱用電流を大きくしてもはく離検出感度は効率よく向上しない．実際に，はく離による熱特性の変化を利用した診断手法[3.15]は研究されているが，はく離は常に表面付近に発生するわけではなく，厚い構造の内部に発生したはく離の検出は難しい．一方でデントは必ず構造表面に生じる．以上から，抵抗加熱により衝撃損傷（デント，はく離，母材割れ，繊維破断などの総称）を検出するには層間はく離よりもデントをターゲットとする方が適しているといえる．

図 3.18 は，実際にデントを持つ CFRP 板を 5 V の電圧で抵抗加熱した際の温度分布を，サーモグラフィカメラ（InfraTec GmbH 製 mobile IR M3，測定誤差 ±2 K or ±2 %，温度分解能 0.12 K）で撮影したものである．解析と実験では各種条件（周囲温度， CFRP の熱伝導率・比熱・密度）に違いがあるため，温度分布は定量的に一致していないが，デント部にて最大温度が得られることが実験的にも示された．

最後に，印可電圧を 10 V（図 3.16 のケースの 2 倍）まで上げて抵抗加熱した際の温度分布を図 3.19 に，健全材とデント材における最大温度の差を図 3.20 に示す．抵抗発熱量は「電流密度の二乗と抵抗率の積」に比例するため，このように大きな電流を負荷するほど，デント部と健全部の温度差が顕著に現れ，検

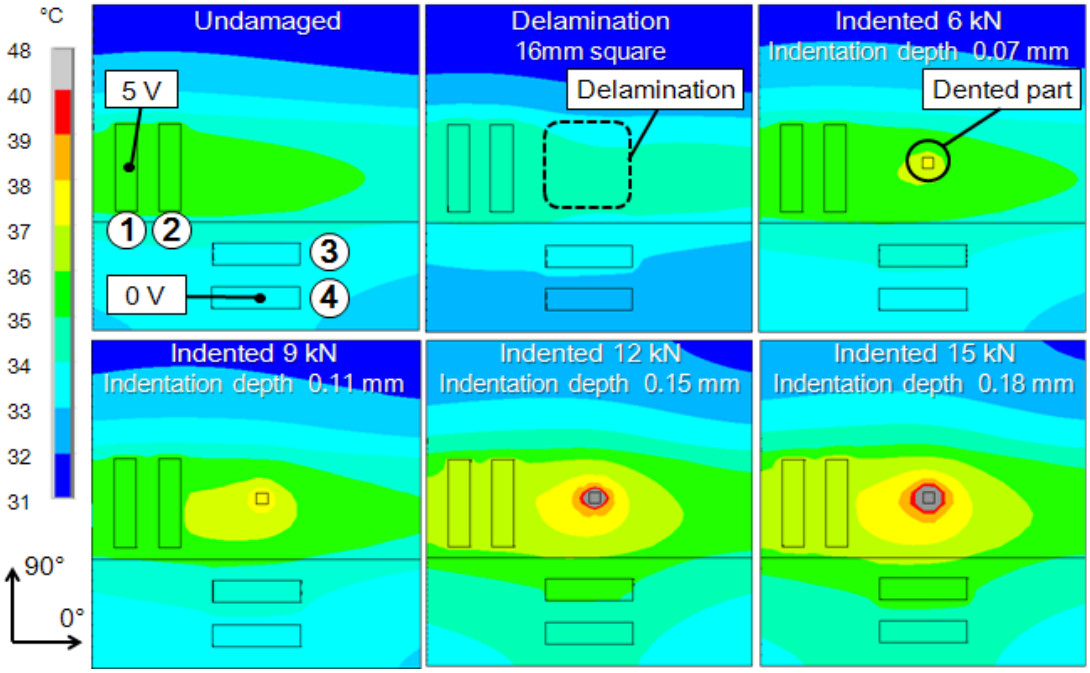


Fig. 3.16 **Calculated** steady–state temperature distribution on the surface of a structure that is undamaged or has a delamination crack or an indentation of various scales, when **supplying 5 V** between electrodes 1 and 4.

出感度を高めることができる．10 V で抵抗加熱した場合，検出目標である深さ 0.15 mm のデントには+31 ºC の温度差が発生し，いかなる周囲温度変動を受ける環境下でも確実に検出可能であるといえる．電流量をコントロールするだけで，容易に感度調整できる点は，本デント検査法の大きな利点である．

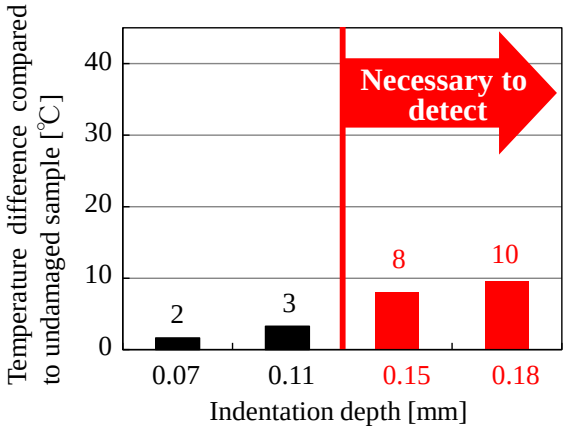


Fig. 3.17 **Calculated** difference in maximum temperature for the undamaged and indented structures after **supplying 5 V** between electrodes 1 and 4.

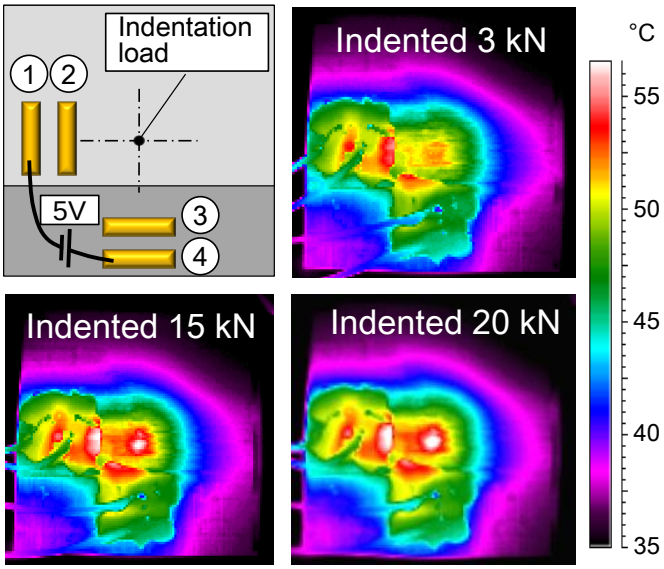


Fig. 3.18 **Measured** steady–state temperature distribution of the structure surface when **supplying 5 V** between electrodes 1 and 4 after each indentation test.

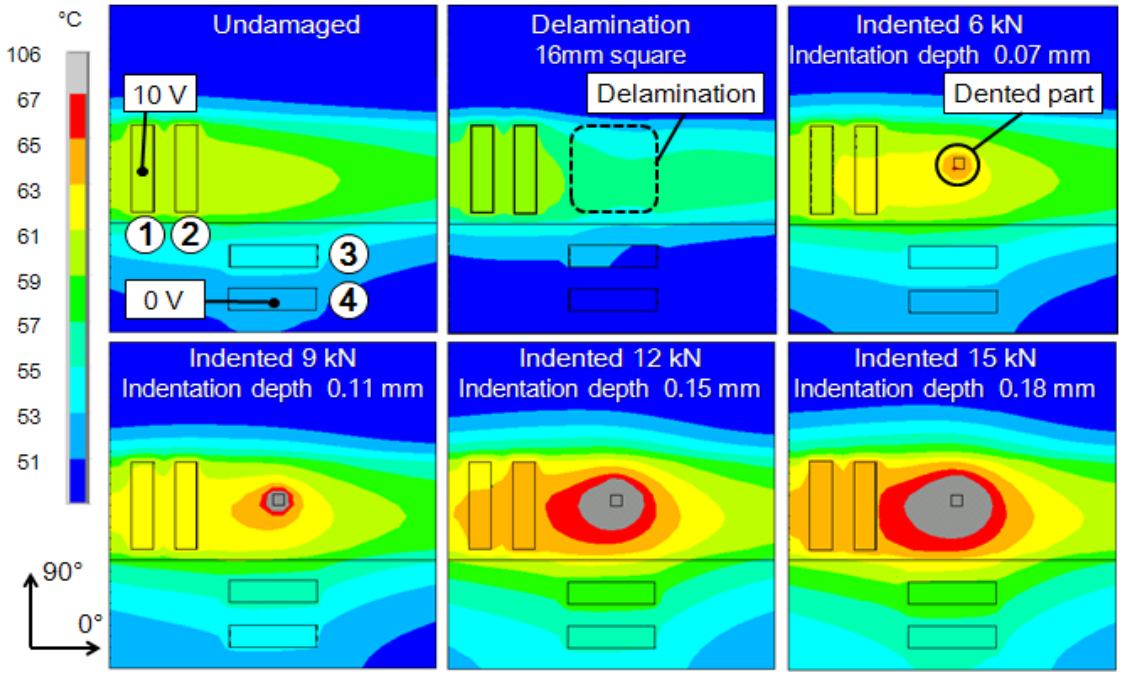


Fig. 3.19 **Calculated** steady–state temperature distribution on the surface of a structure that is undamaged or has a delamination crack or an indentation of various scales, when **supplying 10 V** between electrodes 1 and 4.

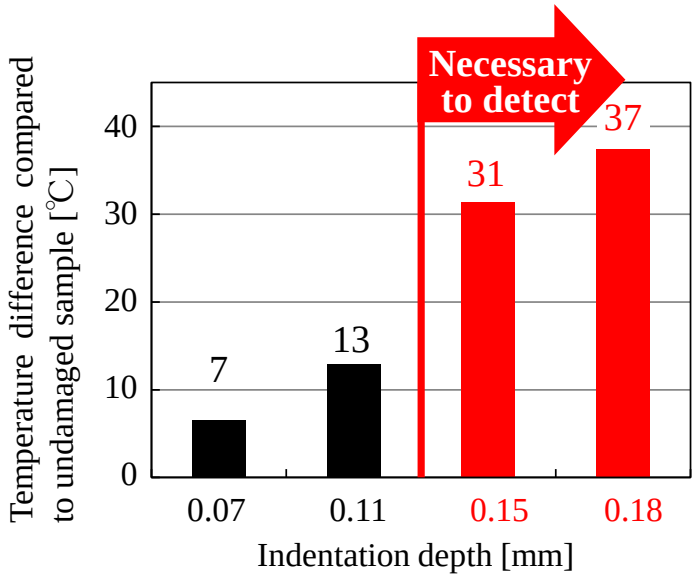


Fig. 3.20 **Calculated** difference in maximum temperature for the undamaged and indented structures after **supplying 10 V** between electrodes 1 and 4.

3.4.2 デント発生区間の特定における有効性

図3.21に示す二つの測定区間を有するCFRP解析モデルを用いて，デント発生区間の特定における本手法の有効性を検証する．まず健全材モデルを用いて，図中に示す電極区間23と25の電気抵抗R_{23}, R_{25}をそれぞれ静電場解析により計算する．そののち区間23の中央に，厚さ方向抵抗率を健全状態の5.1 %としたデントモデル（9 kNの静的押込みにより発生した深さ0.11 mmのデントに相当）を有するCFRPモデルを作成し，抵抗変化量ΔR_{23}, ΔR_{25}をそれぞれ推定する．結果は

$$\Delta R_{23}/R_{23} = -0.0590 \tag{3.3}$$

$$\Delta R_{25}/R_{25} = -0.0575 \tag{3.4}$$

となり，デントは隣接区間に同程度の抵抗変化を生じさせることがわかった．デントにより第一，二層間に低抵抗の経路が形成されると，電極①④間，電極①⑥間のどちらに電流を負荷する場合でも，図3.22のようにデント部を通過する電流経路が生まれ，隣接測定区間に同程度の影響が現れる．したがって，抵抗

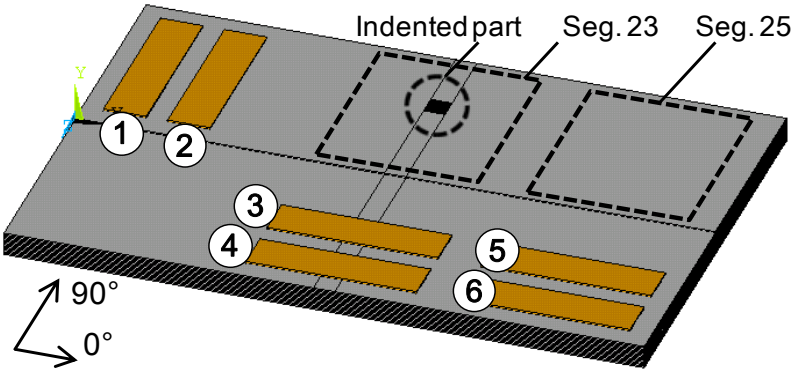


Fig. 3.21 Analysis with a multi–segment model with two segments 23 and 25.

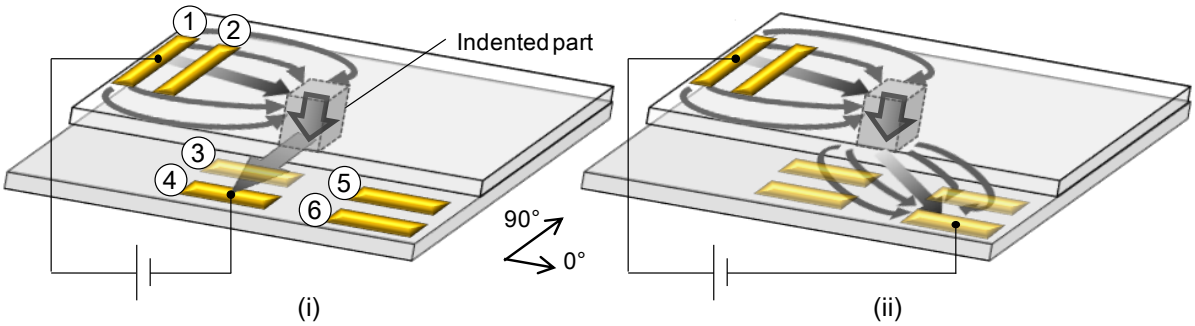


Fig. 3.22 Schematic electrical paths in multi–segment structures when applying voltage between electrodes: (i) 1 and 4; and (ii) 1 and 6. Arrows represent current flow.

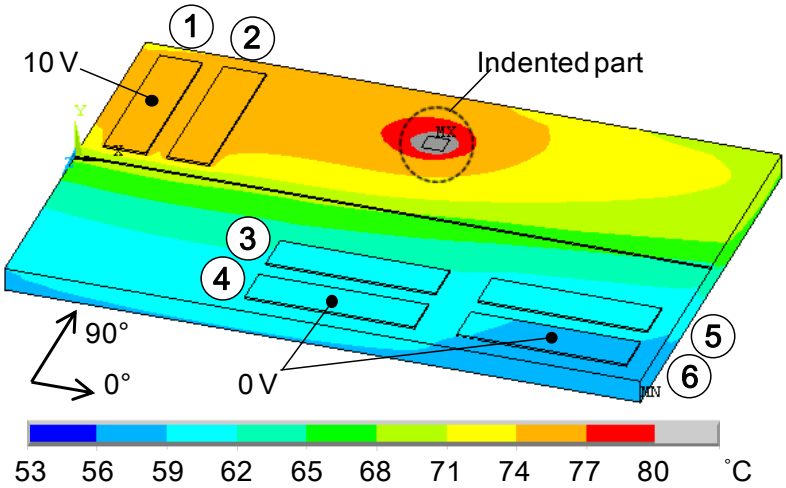


Fig. 3.23 **Calculated** steady–state temperature distribution of the surface of a laminate that has an indentation in segment 23.

値の変化からデント発生区間を特定することは困難となる．

一方，抵抗加熱を利用する手法ではデント部の電流増加による温度上昇を検出することから，デント発生区間の特定は比較的容易となる．温度が局所的に上昇するのは，電流を吸い寄せるデント部のみであるからである．図3.21の解析モデルにおいて，電極モデル①，④，⑥の上面中心節点をそれぞれ，10 V, 0 V, 0 Vとし，熱–電気解析を行った．図3.23の温度分布図に示す通り，デント周辺部に最も高い温度を付与でき，デントの発生区間を容易に特定できる．

3.5 大型 CFRP 構造への適用

本節では，抵抗加熱利用のデント検査の診断対象を，旅客機のような大型CFRP構造に拡張する方法を論じる．衝撃点の温度上昇を検知するには，構造全体をできる限り均一に加熱する必要がある．図3.5のような電極配置では，電極間距離の小さい領域ほど電流密度が高くなり，全体を一様に加熱できない．そこで図3.24のように，複合材航空機構造の表面に貼付される，耐雷撃用の銅ストライプを電極および配線として利用して構造全体に一様な加熱用電流を付与する．

3.5.1項では，長さ856 mmのCFRP平板を耐雷用銅ストライプを用いて抵抗加熱し，サーモグラフィを利用して温度分布からデントを検出する方法を検証する．検査対象を大型構造に拡張する際に生じ得る実用上の問題点を挙げ，様々な観点から検査信頼性への影響を解析的に評価する．

3.5.2項では，高温となったデント部が周辺の健全部より低い抵抗値を示すことを利用する検査法を提案する．長さ1256 mmのCFRP平板を抵抗加熱したのち，耐雷用の耐雷用銅ストライプを用いて構造の電気抵抗を測定し，温度変化に起因する抵抗変化からデント検出を試みる．　これにより温度分布を計測する必要がなくなる．サーモグラフィカメラだけでなく，カメラを走査するためのガイドレール，温度分布のスキャニング時間も不要となり，検査時間，検査コストを大幅に削減できため，本手法において重要な意味合いを持つ．

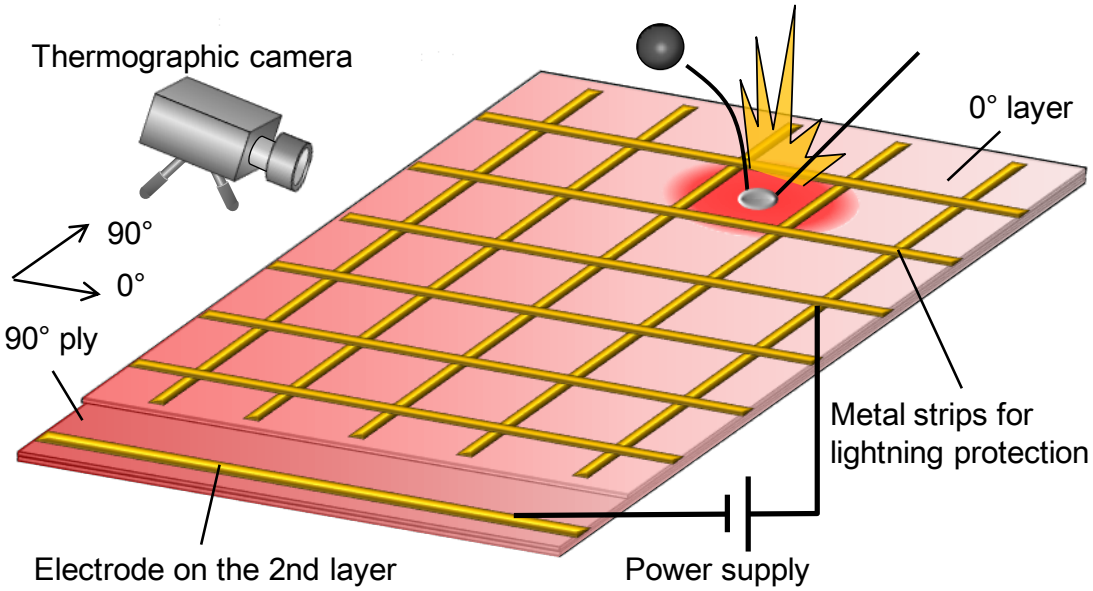


Fig. 3.24 Impact–damage visualization with a thermographic camera for observation of the temperature distribution after resistive heating using the metal strips of an aircraft lightning protection system.

3.5.1 温度分布利用のデント検出（要サーモグラフィ）

デントを有する長さ856 mmのCFRP平板を耐雷用の銅ストライプを利用して抵抗加熱した際の，温度分布を三次元熱－電気連成有限要素解析により求める．検査対象を大型構造に拡張する際に生じ得る下記の問題点を挙げ，検査信頼性への影響を解析により検証することで，抵抗加熱利用のデント検査の実用性を様々な観点から検証する．

検証点 1：無損傷の大型 CFRP 構造全体を均一に抵抗加熱可能であるか

無損傷の構造を抵抗加熱する際，加熱むらを生じてしまうと，デント部の温度上昇を検出するのが難しくなる．無損傷である場合は，可能な限り一定温度に加熱する必要があるため，耐雷用金属シールドを電極および配線に利用する．CFRP の表面に多数の電流印可点を配置できるため，大型構造であっても隅々まで加熱用電流を行き渡らせることが期待できる．856 mm の CFRP 解析モデルを作成し，均一に抵抗加熱可能であるか検証する．

検証点 2：第二層（90° 層）に設置する電極から，デント発生位置が離れていてもデント部のみを集中的に抵抗加熱可能であるか

本デント検出法では，図3.24に示したElectrode on the 2nd layerのように，CFRP積層材の表面0度層の一部を取り除き，第二層の90度層に直接電極を取り付ける．この電極は，表面層と第二層の層間をわたるように電流を流すために必要となる．しかし，構造の至る所で表面層を取り除くことは，構造強度を低下させ，構造内の応力集中部を増やすことに繋がるため，可能な限り避けたい．そこで構造の上下端のみ表面層を取り除き，電極を取り付けることにする．この場合，構造が大きくなるほど，電極とデント発生箇所との距離が大きくなるケースが発生する．そこで，電極から遠い位置にデントモデルを配置した解析モデルを作成し，デントを集中的に抵抗加熱可能であるか検証する．

検証点 3：電極配置のずれによる温度分布変化が検出能力を低下させないか

実際にCFRP構造に銅めっき電極を設置する場合，構造が大型になるほど，所定の位置に正確に電極を配置することが難しくなる．電極配置のずれを考慮したCFRP解析モデルを作成し，デント検出能力に及ぼす影響を評価する．

検証点 4: CFRP 構造の持つ抵抗率分布の不均一性が検出能力を低下させないか

CFRP構造は不均質体であり，多くの欠陥を有するため，電気特性においても

ばらつきを示す．不均一な電気抵抗率分布を持つCFRP解析モデルを作成し，この不均一性がデント検出能力に及ぼす影響を評価する．

3.5.1.1 解析方法

(1) 電極配置のずれがない，均質体CFRPモデル

ここでは上記の検証点1, 2を扱う．図3.25に示す，電極配置のずれがなく，均質体のCFRP解析モデルを用いる．図中に黒色で示した接地電極を第三層の90度層上に配置した．計算規模を小さくするため，0度方向に無数に連なるユニットセルのうちの一つ（図3.25(ii), 428 mm×160 mm×0.45 mm）を取り出し，積層板の表面三層（$[0/90_2]_T$）のみをモデル化した．積層板側面および背面は対称境界面とし，上面と前面からの自然対流と熱ふく射による熱放射を考慮した（周囲温度300 K，熱伝達率8.334 $Wm^{-2}K^{-1}$）．図中に黄色で示した耐雷用の銅ストライプによって表面0度層は，一様に分布する多くの陽極電極を持つ．図3.25(iii) に示すように耐雷ストライプと接地電極間に10 Vの電位差を与え，上側の5つの電極区間（区間1から5）を抵抗加熱する．区間2の左側中央に，表面二層に渡る直方体形状のデントモデル（2 mm×2 mm×0.3 mm）を作成し，デントモデルの厚さ方向抵抗率は，表3.2のデント深さと抵抗率の関係を用いて設定する．2 mm × 2 mm × 0.15 mm の直方体マップトメッシュを用いた．節点数371,156，要素数51,480であった．

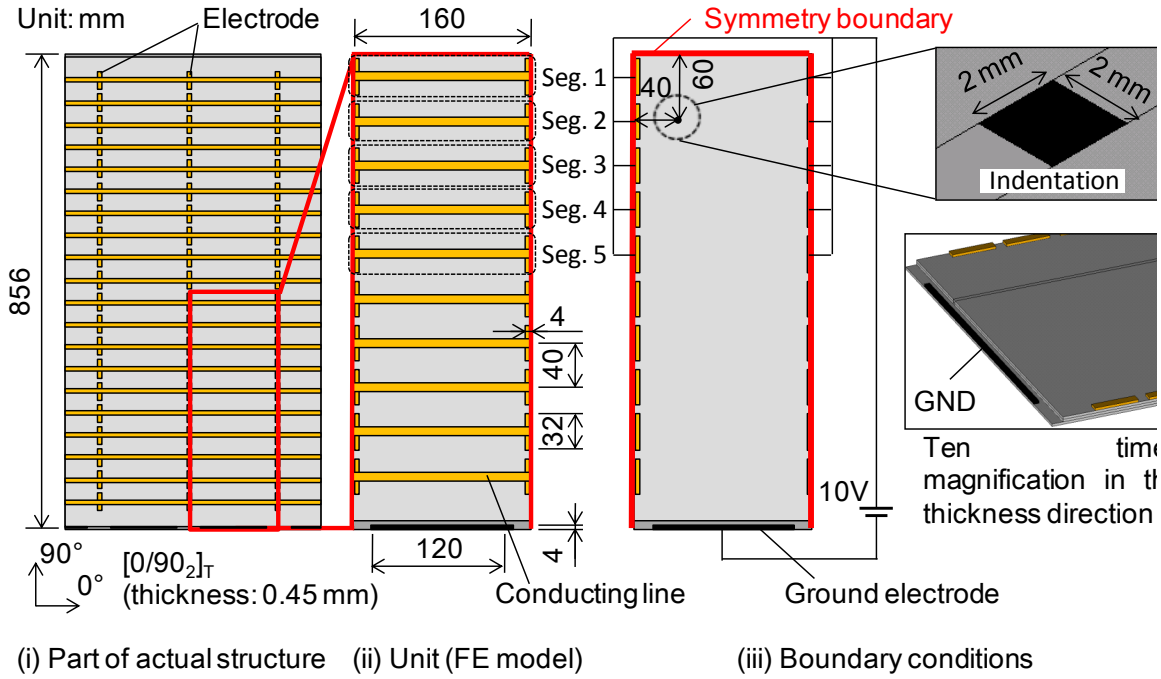


Fig. 3.25 Analytical **homogeneous** model for the impact–damage visualization system **without misalignment of electrodes**.

(2) 電極の配置ずれを有する，均質体CFRPモデル

検証点3にて述べた電極位置のずれがデント検出能力に及ぼす影響を，有限要素解析にて検証する．図3.26のように，電極位置を上から順に，0°方向に–2 mm, +2mm, –2 mm, +2 mm,…とずらしたモデルを用いる（解析モデルがユニットであることから，図3.26では，電極配置のずれが電極幅の増減のようにみえる）．その他の解析内容は図3.25の解析と同じあり，上から5つの区間と，下端に取り付けた接地電極との間に10 Vの電位差を負荷して抵抗加熱した．デントモデルは上から二つ目の区間2の左側中央に配置した．

(3) 電極配置のずれがない，不均質体CFRPモデル

検証点 4 にて述べたように，不均一な電気抵抗率分布を有する CFRP 解析モデルを用い，深さ 0.15 mm のデントを検出可能であるか検証する．本章で扱っている CFRP 材（繊維種：IM600，樹脂種：#133，東邦テナックス社製，繊維含有率：0.60）の抵抗率は，3.3.1 項にて実験的に測定したものである．実測した抵抗率の変動係数 C.V.（標準偏差と平均値の比）は

$$\text{C.V.} = 0.06123 \tag{3.5}$$

であった．この値を用いて正規乱数を発生させ，図3.27に示すばらつきを有する10組の抵抗率を作成した．CFRPモデルは図3.28に示すように，10の電極区間を有するものを用いる．上から順に区間1, 2, 3,…とし，区間i（i = 1, 2,…, 10）に，

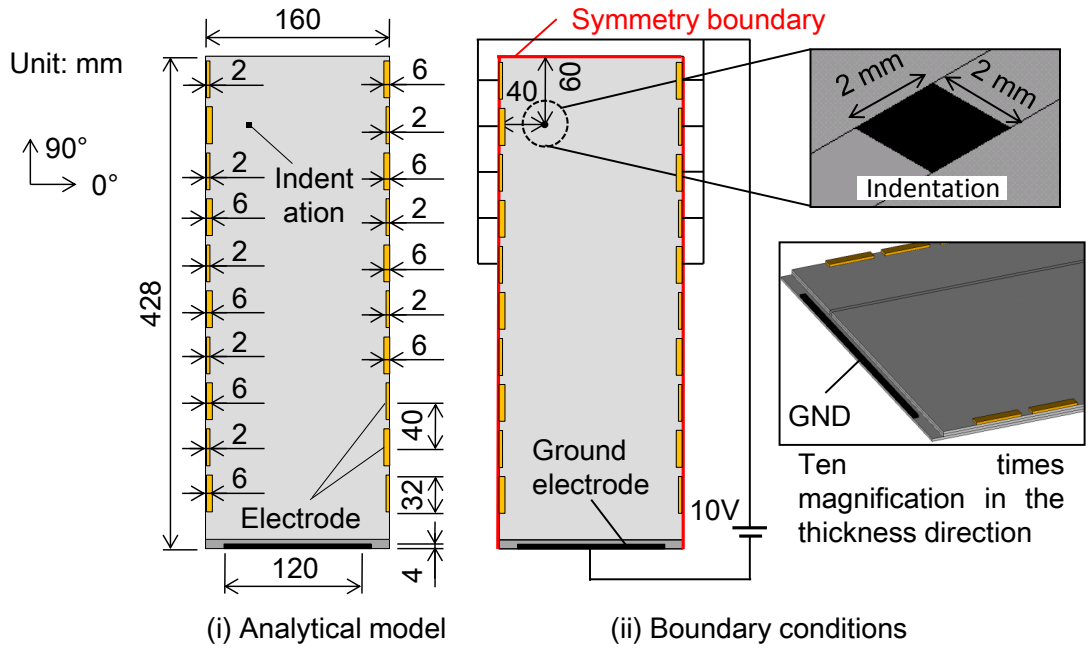


Fig. 3.26 Analytical **homogeneous** model for the impact–damage visualization system **with misalignment of electrodes**.

図3.27のi番目の抵抗率を設定した．他の解析と同様，上側5つの区間と下端の接地電極の間に10 Vを与えて抵抗加熱する．

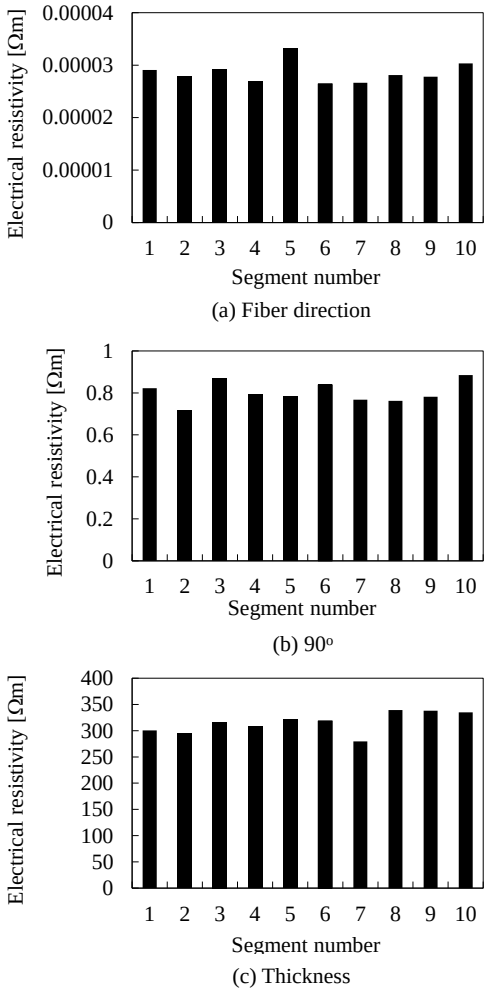


Fig. 3.27 Fluctuation in electrical resistivity used for a finite element analysis as shown in Fig. 3.28.

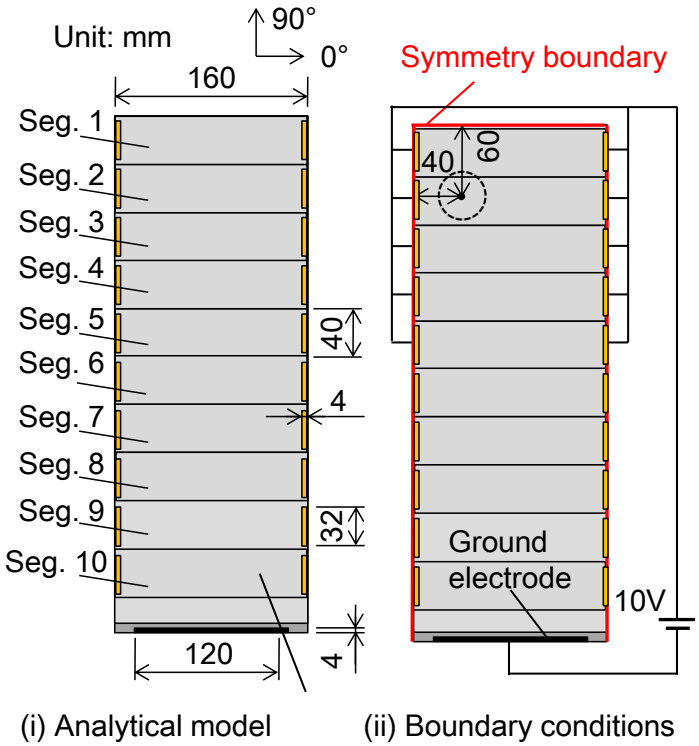


Fig. 3.28 Analytical **heterogeneous** model for the impact–damage visualization system **without misalignment of electrodes**.

3.5.1.2 解析結果

(1) 電極配置のずれがない，均質体CFRPモデル

定常状態に達した構造の表面温度分布を図3.29に示す．区間2の左側に配置したデントの周辺温度は健全部より高くなっている．検出目標である深さ0.15 mmのデント有するモデル（図3.29右から3つ目）の区間2の最大温度は，無損傷材（図3.29左）の区間2より13 ºC以上高い．市販の小型サーモグラフィカメラであっても，温度分解能は0.1 K以下，誤差1 K以下の性能を有する．以上のことから，周囲の温度変動を受ける環境下であっても，構造下端に配置した接地電極から400 mmほど離れた位置に生じたデントを，確実に検出可能であるといえる．

(2) 電極の配置ずれを有する，均質体CFRPモデル

温度分布の解析結果を図3.30に示す．電極をずれなく配置した場合は，図3.29のように各区間内の温度分布は左右対称となるが，ずれがある場合は非対称となる．しかし，同じ電極区間内の，左側と右側の最大温度の差は2 ºC以下と小さかった．一方，検出目標である深さ0.15 mmのデントを有する区間2の最大温度は，無損傷モデル（図3.30左）に比べ，12 ºC以上高い．デント部の突出した温度上昇量に比べ，電極配置のずれによる温度変化量が小さいこと，および実機

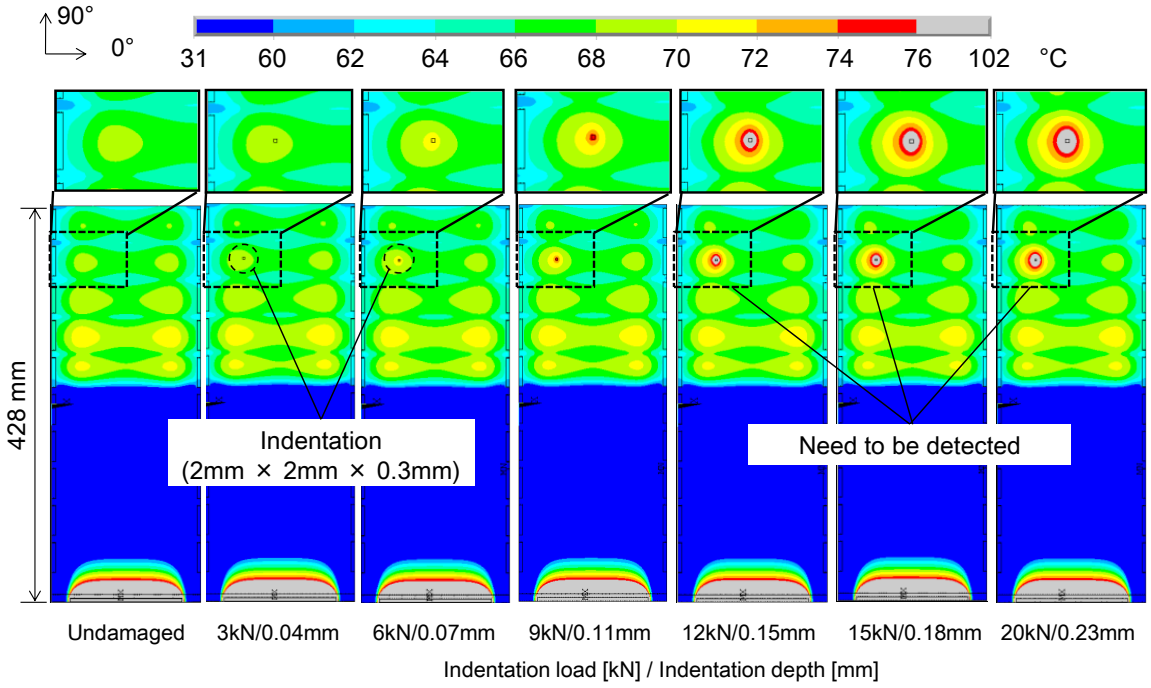


Fig. 3.29 Calculated steady–state temperature distribution of the surface of **homogeneous** laminate models **without misalignment of electrodes** when supplying 10 V. Indentations of various scales were present in segment 2.

適用時に配置ずれを2 mm以下に抑えることはさほど難しくないことから，配置ずれによって本手法のデント検出能力が低下する恐れはないと考えられる．

(3) 電極配置のずれがない，不均質体CFRPモデル

温度分布解析結果を図3.31に示す．デントを持たない無損傷材の温度分布（図

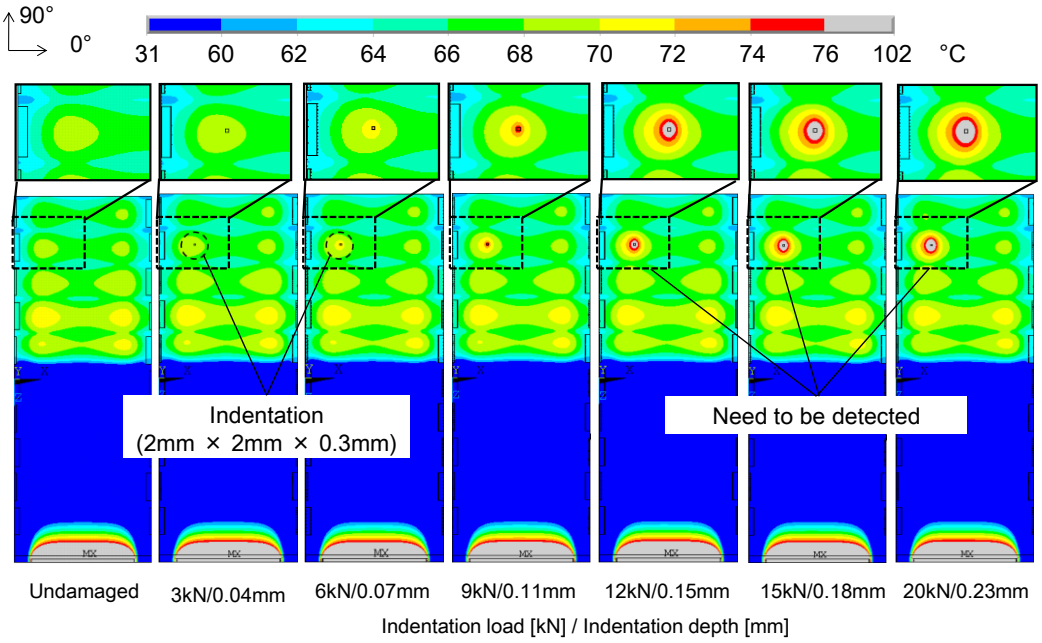


Fig. 3.30 Calculated steady–state temperature distribution of **homogeneous** laminate models **with misalignment of electrodes** when supplying 10 V.

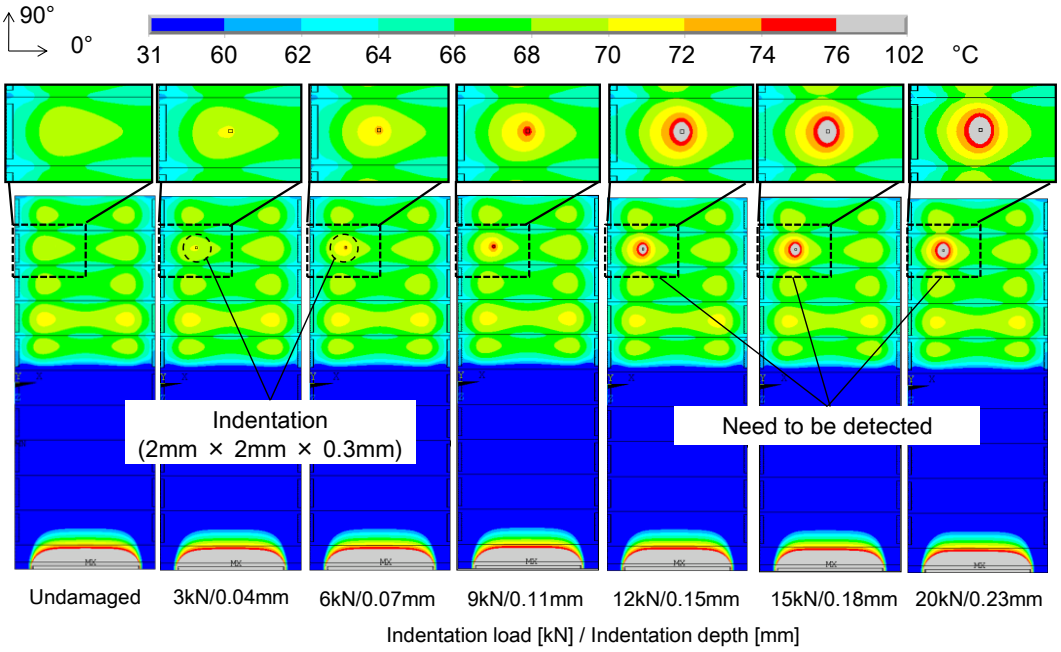


Fig. 3.31 Calculated steady–state temperature distribution of **heterogeneous** laminate models **without misalignment of electrodes** when supplying 10 V.

3.31左）から，厚さ方向の抵抗率（図3.27(C)参照）が低い区間は，多くの電流が流れ込み，高い温度を示した．しかし，抵抗率を一様としていた図3.29の結果と比較すると，各区間内の最大温度の差，および最低温度の差はいずれも2.5 ºC以下であった．また，深さ0.15 mm以上のデントを有する区間の最大温度が突出して高い（＋12 ºC以上）という結果に変化は見られなかった．これは，抵抗率のばらつき（±数から十数%）に対して，デント部の抵抗率減少（深さ0.15mmのデントでは –98 %）が著しく大きいことからも，自然な結果であるように思われる．以上から，区間ごとに異なる抵抗率を設定しても，本デント検査法の検出能力や信頼性は低下しないと判断できる．

3.5.2 温度変化による抵抗変化利用のデント検出（サーモグラフィ不要）

サーモグラフィを用いずに温度異常を検出するために，温度変化による抵抗変化を利用する．この場合は図3.32のように，縦・横のストライプを分離した上で，部分的にCFRP構造の炭素繊維と接触させる．ストライプB，4間に電流を負荷すると，ストライプ4を通して流入した電流は，表面層内を電気抵抗の低い繊維方向（0度方向）に向かって流れ，ストライプBに到達する．したがってマトリクスセンサのように，ストライプの交差点周辺の抵抗値R_{B4}を取得できる．こ

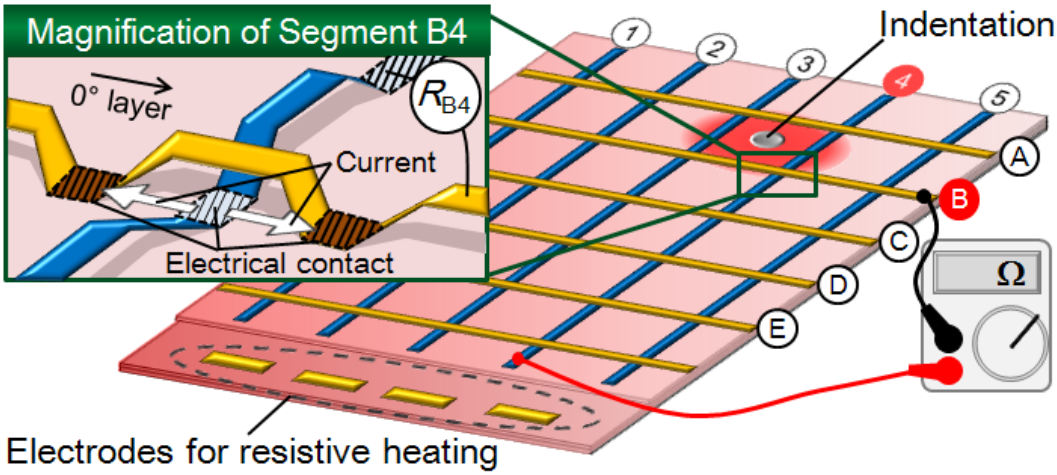


Fig. 3.32 Impact–damage visualization system without thermography. The change in resistance is measured after resistive heating using the metal strips for lightning protection. The electrical contacts and electrical current (white arrows) are indicated on the magnification.

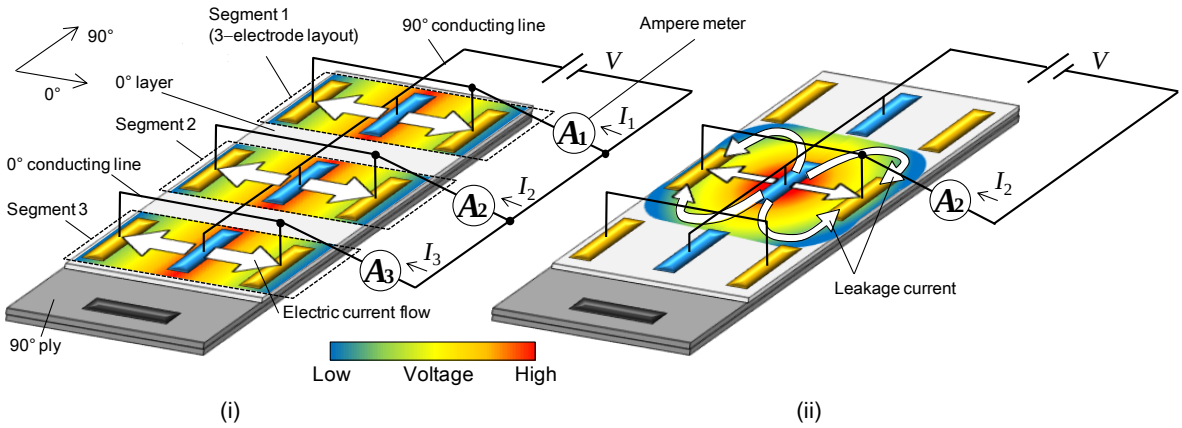


Fig. 3.33 Schematic of the voltage distribution: (i) using both the zero potential method and three–electrode layout when segments 1 through 3 are measured simultaneously, (ii) using only the three–electrode layout. The white arrows indicate current flow.

のとき，電気特性の計測技術である等電位法(3.16)と三電極配置法(3.1)と併用し，電流が区間B4外に漏れ出ないような工夫をする．図3.33はCFRP表面と縦ストライプとの接触面（陽極）を青色，横ストライプとの接触面（陰極）を黄色で示している．陽極を二つの陰極で挟むことで横方向の区間外電流を低減することができる（三電極法）．さらに図3.33(i)のように縦方向に並んだ複数の区間に同時に電流を負荷することで，縦方向に一様の電位分布を形成して同方向の区間外電流を抑制する（等電位法）．図3.33(ii)に示す等電位法を用いない場合では，隣接区間を迂回する電流が生じる．このように隣接区間との電気的分離が不十分である場合，測定される抵抗値には区間外の温度分布の影響が含まれ，デント発生区間の特定が困難となる．三電極法と等電位法の併用により，検査の精度を高められ，また一列に並ぶ測定区間（図中の区間1から3）を同時に測定できるため検査時間を大幅に短縮できる．

最後に，衝撃荷重がストライプの交差点上に負荷された場合について述べる．図3.34のように，ストライプBと4の交差点に何かがぶつかり，両ストライプが接触してしまうと，交差点周辺の電流分布が大きく変わり，CFRP構造の抵抗加熱や抵抗測定が正常に行えなくなる恐れがある．しかしこの場合は，ストライプBと4が電気的に橋絡されることからR_{B4}が急減する（0 Ωに近い値となる）ため，ストライプB, 4の交差点で何らかの異常が起きたことを知ることができる．

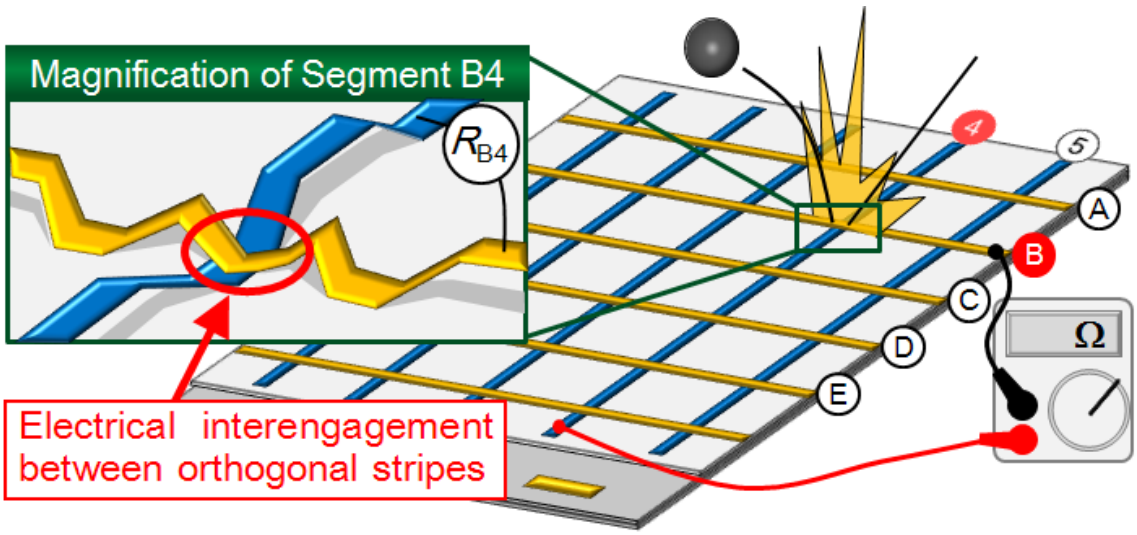


Fig. 3.34 Electrical interengagement between the orthogonal two stripes caused by an impact load.

3.5.2.1 解析方法

図3.35に解析モデルを示す．物性値やデントの位置は3.5.1項の解析と同一であるが，　CFRPモデルの大きさや区間数は異なる．また本項では，3.5.1項で考慮した電極配置のずれや不均一抵抗率分布も取り扱わない．温度変化に起因する電気抵抗変化を高い精度で検出するために電極区間を狭める必要があったため，ユニットセルの幅を3.5.1項の半分の80 mmとしている．節点数は294,762，要素数は39,744であった．

初めに，3.5.1項と同様に上側の五つの電極区間を10 Vで抵抗加熱した際の，CFRPモデルの定常温度分布を算出する（図3.35(iii)左）．続いて同図(iii)右のように電流の負荷方法を切換え，三電極法と等電位法を併用して，5つの電極区間の加熱停止後10^{-3}秒後における電気抵抗をそれぞれ求める．

3.5.2.2 解析結果

加熱後の温度分布を図3.36に示す．3.5.1項の解析モデルより電極区間を小さく

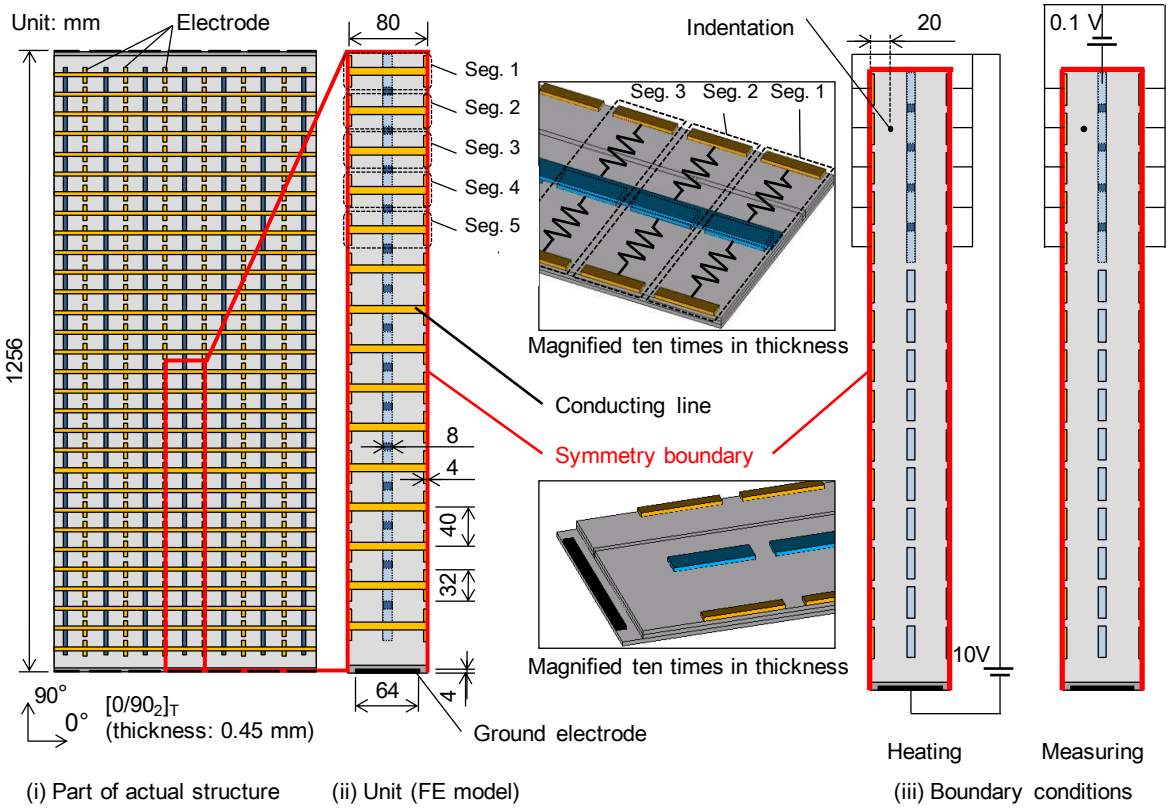


Fig. 3.35 Analytical model of the impact–damage visualization system without thermography.

したことで，デント部の温度上昇は，図3.29より顕著に表れた．健全構造とデントを有する構造における，温度変化による抵抗変化量の差を図3.37に示す．デントを生じた区間2は最も温度が高く，最も大きな抵抗減少がみられる．本抵抗測定法では, 負荷した電流の大部分が表面0°層内を繊維方向に向かって流れていること, およびCFRPの繊維方向の抵抗温度係数が負の値であること（表3.1）から，温度が高いほど抵抗は減少する．検出目標である深さ0.15 mmのデント（押込み荷重12 kN）を発生した区間2は，無損傷材の区間2に比べ，およそ0.4 mΩの抵抗減少がみられた．これは容易に検出可能である．

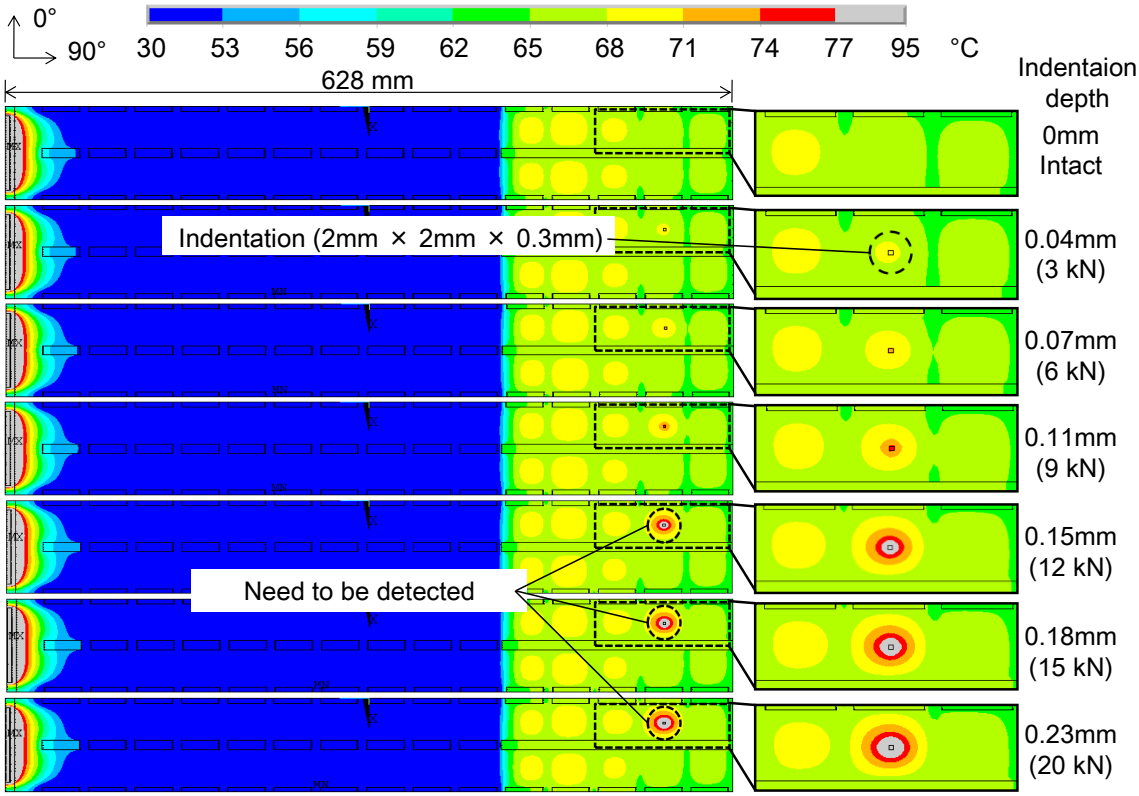


Fig. 3.36 Calculated steady–state temperature distribution of the surface of laminate models with indentations of various sizes in segment 2 when supplying 10 V.

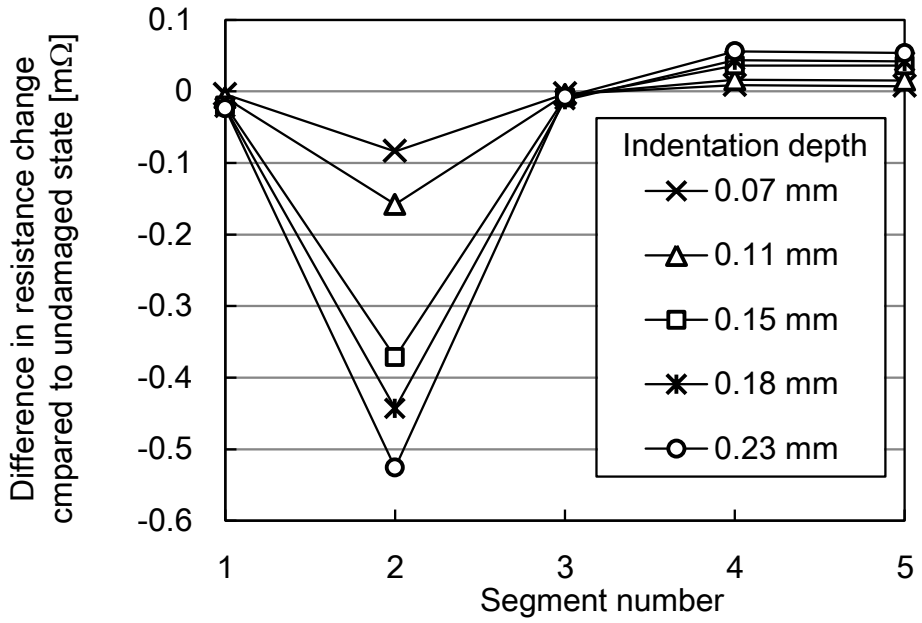


Fig. 3.37 Calculated difference between damaged and undamaged structures for the resistance change of each segment after applying electric heat. Indentations of various scales were present in segment 2.

3.6 結言

複合材製航空機に発生した衝撃損傷を効率的に検知する二段階診断のステップ 1 にあたる「局所抵抗加熱利用の広域デント検出」を提案し，実験と有限要素解析を併用して，様々な点から有効性を検証した．本手法ではまず，CFRP 積層構造の第一，二層間に負荷した電流により抵抗熱を発生させて，デント周辺部と健全部に温度差を与える．その後，サーモグラフィで温度分布を取得する，あるいは耐雷用の金属ストライプを利用して CFRP 構造の電気抵抗を測定し，温度異常区間を同定することで，デント（延いては衝撃損傷）の検出と位置同定を行う．

本デント検査法を実機適用する際に生じる得る問題として，電極配置のずれや，CFRP構造の有する電気抵抗率分布の不均一性などを挙げ，これらを考慮した有限要素解析モデルを作成して，検査信頼性に及ぼす影響を解析的に評価した．得られた知見を以下に示す．

(1) デント部の厚さ方向電気抵抗率は健全部に比べ非常に小さい．直径15.9 mmの球状圧子の静的押込みにより発生させた，深さ0.04 mmのデント（3 kN負荷後）では健全状態の30 %，0.07 mm（6 kN）では10 %，0.15 mm（12 kN）では2.2 %, 15～20 kNでは1～2 %まで抵抗率は低下した．より小さな圧子では（直径9.5 mm），さらに大きな抵抗率減少がみられた．

(2) 一つあるいは二つの測定区間を持つ小さなCFRP平板を提案手法により抵抗加熱し，デントの規模が大きいほど，また，大きな電流を負荷するほど，デント部の温度上昇を際立たせることができ，発生区間を容易に特定可能であることを，解析により示した．さらに，印可電流の99 %以上が表面二層間を流れることから，内部の積層構成や板厚の異なる様々なCFRP部材に本検査を適用できることを確認した．

(3) 層間の電流経路を遮断することで層間はく離を模擬したCFRP解析モデルを作成し，はく離による抵抗変化や電流経路の変化は，デントに比べて非常に小さいことを解析により確認した．

(4) 提案手法は，耐雷用の銅ストライプを利用することで大型CFRP構造にも適用可能である．

(5) 等電位法と三電極法を併用して温度変化による抵抗変化を測定することで，サーモグラフィを用いずに，検出目標である深さ0.15 mmのデントを検出できる．

(6) (4)により，サーモグラフィを用いて温度分布を計測することで，856 mmの

CFRP平板に生じた深さ0.15 mmのデントを検出可能である．

(7) (4)と(5)により，サーモグラフィを用いずに，1256 mmのCFRP平板に生じた深さ0.15 mmのデントを検出可能である．加熱用電流を増やすことで，より小規模のデントを検出できる可能性がある．

(8) 電極を所定の位置から，表面繊維方向に±2 mmずつずらした場合，電極区間内の温度分布は左右非対称となるが，その非対称性（左右の最大温度差2 ºC以下）はデント部の温度上昇量（深さ0.15 mmのデントでは＋13 ºC）に比べ無視できるほど小さい．したがって，電極配置のずれは検査信頼性を低下させない．

(9) CFRP材の電気抵抗率を実測した結果，ばらつきの指標である変動係数は0.06123であった．これを基に，区間ごとに抵抗率を変化させたCFRPモデルを作成し，抵抗加熱時の温度分布を算出した結果，抵抗率分布の不均一性は検査信頼性に影響を及ぼさないことが確認された．

3.7 参考文献

(3.1) Suzuki Y, Todoroki A, Mizutani Y, Matsuzaki R. Impact Damage Detection in CFRP Using Statistical Analysis of Resistance-Temperature Characteristics. J Solid Mech Mater Eng. 2011; 5(1):33-43.

(3.2) Suzuki Y, Todoroki A, Mizutani Y, Matsuzaki R. Damage Detection in CFRP without Data from Intact Structures Using Statistical Analysis of Resistance-Temperature Characteristics. Jpn Soc Mech Eng Series A. 2011; 77(773):181-9.

(3.3) Wang D, Chung DDL. Comparative Evaluation of the Electrical Configurations for the Two-Dimensional Electric Potential Method of Damage Monitoring in Carbon Fiber. Smart Mater Struct. 2006;15:1332-44.

(3.4) Wang D, Chung DDL. Through-Thickness Stress Sensing of Carbon Fiber Polymer-Matrix Composite by Electrical Resistance Measurement. Smart Mater Struct. 2007;16:1320-30.

(3.5) Abry JC, Bocharda S, Chateauminoisa A, Salvia M, Giraudb G. In situ detection of damage in CFRP laminates by electrical resistance measurements. Compos Sci Technol. 1999;59:925-35.

(3.6) Todoroki A, Tanaka M, Shimamura Y. Electrical resistance change method for monitoring delaminations of CFRP laminates: effect of spacing between electrodes. Compos Sci Technol. 2005;65:37–46.

(3.7) Ounaies Z, Park C, Wise KE, Siochi EJ, Harrison JS. Electrical properties of single wall carbon nanotube reinforced. Compos Sci Technol. 2003;63(11):1637-46.

(3.8) Allaoui A, Bai S, Cheng HM, Bai JB. Mechanical and electrical properties of a MWNT/epoxy composite. Compos Sci Technol. 2002;62:1993-8.

(3.9) Gao L, Thostenson ET, Zhang Z, Chou TW. Sensing of Damage Mechanisms in Fiber-Reinforced Composites under Cyclic Loading using Carbon Nanotubes. Adv Funct Mater. 2009;19:123-30.

(3.10) J. C. Abry, S. Bochard, A. Chateauminois, M. Salvia, G. Giraud, In situ detection of damage in CFRP laminates by electrical resistance measurements, *Composite Science and Technology*, 59, (1999), pp. 925-935.

(3.11) Bello D, Wardle BL, Yamamoto N, Villoria RG, Garcia EJ, Hart AJ, Ahn K, Ellenbecker MJ, Hallock M. Exposure to nanoscale particles and fibers during machining of hybrid advanced composites containing carbon nanotubes. J. Nanopart. Res. 2009;11:231-49.

(3.12) Masenelli-Varlot K, Chazeau L, Gauthier C, Bogner A, Cavaille JY. The relationship between the electrical and mechanical properties of polymer–nanotube nanocomposites and their microstructure. Compos. Sci. Technol. 2009;69(10):1533-9.

(3.13) Hojo M, Matsuda S, Tanaka M, Ochiai S, Murakami A. Mode I delamination fatigue properties of interlayer-toughened CF/epoxy laminates. Compos. Sci. Technol. 2006;66:665-75.

(3.14) Ogasawara T, Hirano Y, Yoshimura A. Coupled thermal–electrical analysis for carbon fiber/epoxy composites exposed to simulated lightning current. Composites Part A. 2010;41:973-81.

(3.15) Touloukian YS, Powell RW, Ho CY, Klemens PG. The TPRC Data Series. 1970;1.

(3.16) Bates D, Smith G, Lu D, Hewitt J. Rapid thermal non-destructive testing of aircraft components. Composites Part B. 2000;31(3):175-85.

(3.17) Shimojo M, Namiki A, Ishikawa M, Makino R, Mabuchi K. A tactile sensor sheet using pressure conductive rubber with electrical-wires stitched method. IEEE Sens J. 2004;4:589–95.

第 4 章

ステップ 2：抵抗温度特性利用の狭域層間はく離検出

複合材製航空機に発生した衝撃損傷（図4.1に示すデント，層間はく離，母材割れ，繊維破断の総称）を効率的に検知する二段階診断のステップ2にあたる，層間はく離の詳細検査について述べる．

層間はく離の詳細検査では，2.2.1項で述べたように，投影面積300 mm^{2}の層間はく離を検出することを目的とする．

4.1 概要

3章にて述べたステップ1：広域検査により，構造全域から衝撃負荷点に生じるデント（構造表面の塑性変形・くぼみ）の有無と発生位置を特定したのち，ステップ2ではデント下部における層間はく離の有無を確認する．広域検査により詳細検査すべき箇所が絞り込まれているため，狭域の詳細検査にある程度時間を要しても検査の効率性は損なわれない．旅客機のような大型構造でも，一般的なフライト間隔である1時間の間に全域を検査できる．ステップ1，2において計器や電源などすべての設備を共有でき，構造表面に貼付される耐雷用金属メッシュを抵抗加熱や抵抗測定に必要な電極および配線として兼用するため，重量増加なしで検査可能である．また全過程は自動化できるため，人手を要さない．

過去の研究[4.1–3]により，層間はく離発生時の CFRP 構造の電気抵抗変化を利用する診断法の有効性が示されている．本研究では，周囲環境変化[4.4]や電極損傷による，構造の健全性とは無関係の電気抵抗変化の影響を除外するために，損傷による抵抗温度特性変化を利用する手法が取り入れ，ロバスト性の高いはく

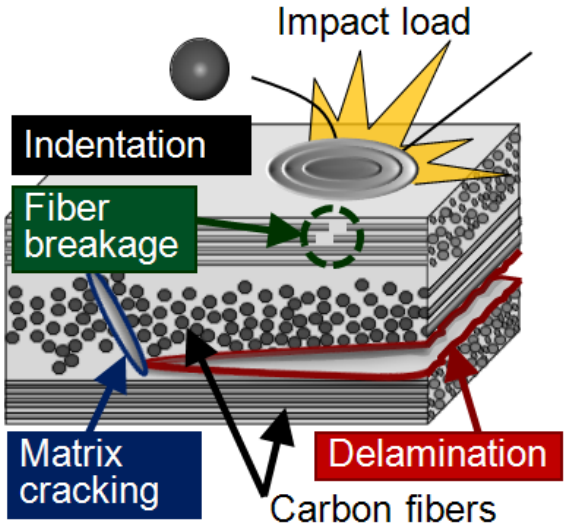


Fig. 4.1 Impact damage of several forms.

離検出を実現する．また従来手法は健全状態の抵抗データを収集する必要がある．品質にばらつきの大きい CFRP は電気抵抗の個体差を無視できず，同じ形状であっても個体ごとに健全時のデータを収集しなくてはならない．

また，健全時との比較から診断するのでは成形時に生じる初期欠陥の検査や健全性が未確認の既存構造の検査に適用できないという問題があった．旅客機では一般的に，複数の製造メーカにより製造された各構造部材が，主製造メーカにて機体として組立てられる．製造から組立てまでの工程（例えば成形後の部品トリム，穿孔，二次接着など）や輸送時に損傷が発生することがある(4.5)．このような製造・運搬中に生じる初期損傷を検査するには，健全状態の電気特性との比較を要さない方法が必要となる．そこで，CFRP を加熱して高温度域の電気抵抗を低温度域の抵抗温度特性を比較することで，健全材のデータを用いずに層間はく離を検出する工夫を取り入れる．また室温状態を基準とした抵抗温度特性（温度変化に起因する抵抗変化）を診断に用いることで，電極損傷による室温抵抗変化の影響を除外でき，誤判定を抑制できる．本研究は提案手法の有効性を，CFRP 平板を対象として実験的に検証することを目的とする．提案手法の層間はく離検出能力，電極損傷への耐性を定量的に評価し，層間にシートを挿入して模擬した初期欠陥の検出可能性を実験的に検証する．

また，このステップ 2 : はく離検査では，3.5.2 項にて提案した，耐雷用の金属シールドを配線および電極として兼用して抵抗加熱と抵抗測定を行うシステム（図 3.32）をそのまま利用できる．

4.2 統計的はく離検出手法

本章で用いる統計的手法は，SI–F 法（the System Identification–F test method[4.18,19,23]）とよばれるものである．SI–F 法は，応答曲面法による出力–応答間の関係式同定と，同定した関係式の変化検知（F 検定による二つの応答曲面式の同等性検定）から成る．本研究では，CFRP 構造の抵抗温度特性データを用い，従来通りの SI–F 法（従来 SI–F 法）および新たに提案する SI–F 法（新 SI–F 法）の二手法による損傷検出を論じる．二つの手法における統計的データ解析手法は同一の統計原理に基づくものであるが，解析に用いるデータに違いがある．本節では，まず，従来 SI–F 法と新 SI–F 法の概要および両手法の差異について述べ，続いて SI–F 法の原理について述べる．

4.2.1 SI–F 法(System Identification~F test method)の概要

4.2.1.1 従来の SI–F 法（健全データ利用の統計的はく離検出）

従来の損傷検出手法は，図 4.2 に示す学習プロセスと図 4.3 に示す診断プロセスに分けられる．学習プロセスにおいて，健全性が確認されている構造から取得したデータから応答曲面を作製する．そして診断プロセスにて，健全性が未知である構造からデータを取得し，応答曲面を作製する．両応答曲面の同等性を，分散性検定手法である F 検定により判定する．両応答曲面の同等性が認められれば，構造は初期状態すなわち健全状態を保っていると判定される．同等性が棄却される場合には，構造が異常状態にあると判定する．以上のように，この手法では健全状態の構造から測定したデータと，その後の診断時のデータのみを用いて構造状態の検査を行うため，損傷状態の情報は不要となる．本研究では，従来 SI–F 法を「健全データ利用の統計的はく離検出」と呼び，その実験的検証は 4.4 節において扱う．炭素繊維の抵抗熱を利用して CFRP 平板を自己加熱し，抵抗温度特性を測定して層間はく離の検出を試みる．層間はく離部と健全部における熱変形の差異に起因する電気抵抗変化量の差異を，「健全データ利用の統計的はく離検出」により検出する．

しかし上記手法には健全状態のデータ収集は不可欠であり，品質にばらつきの大きい CFRP は電気抵抗の個体差を無視できず，同じ形状であっても個体ごとにデータを実測する必要がある．また健全状態と比較して損傷検出するのでは成形欠陥や運搬

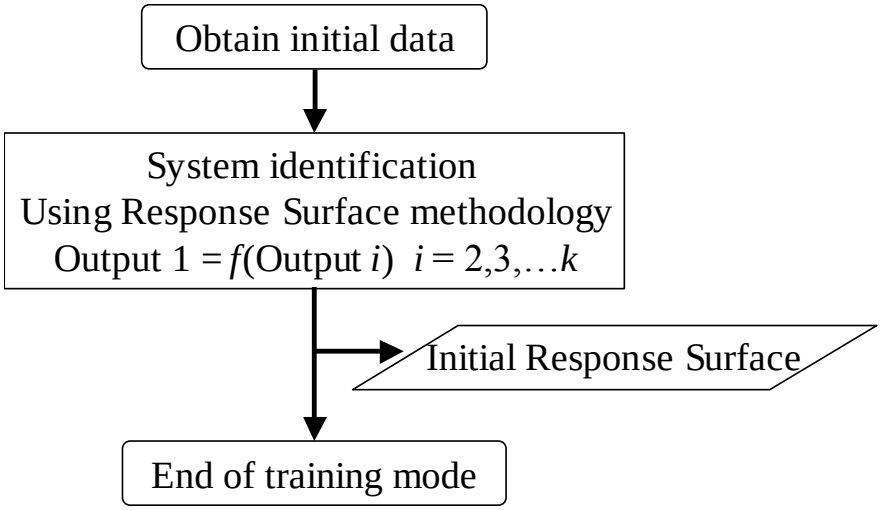


Fig. 4.2 Learning process.

時などに生じた欠陥を検出することができないという問題がある．すなわち，製品検査や，健全性が未確認である既存構造物の検査に利用できず，適用範囲は大きく制限されてしまう．

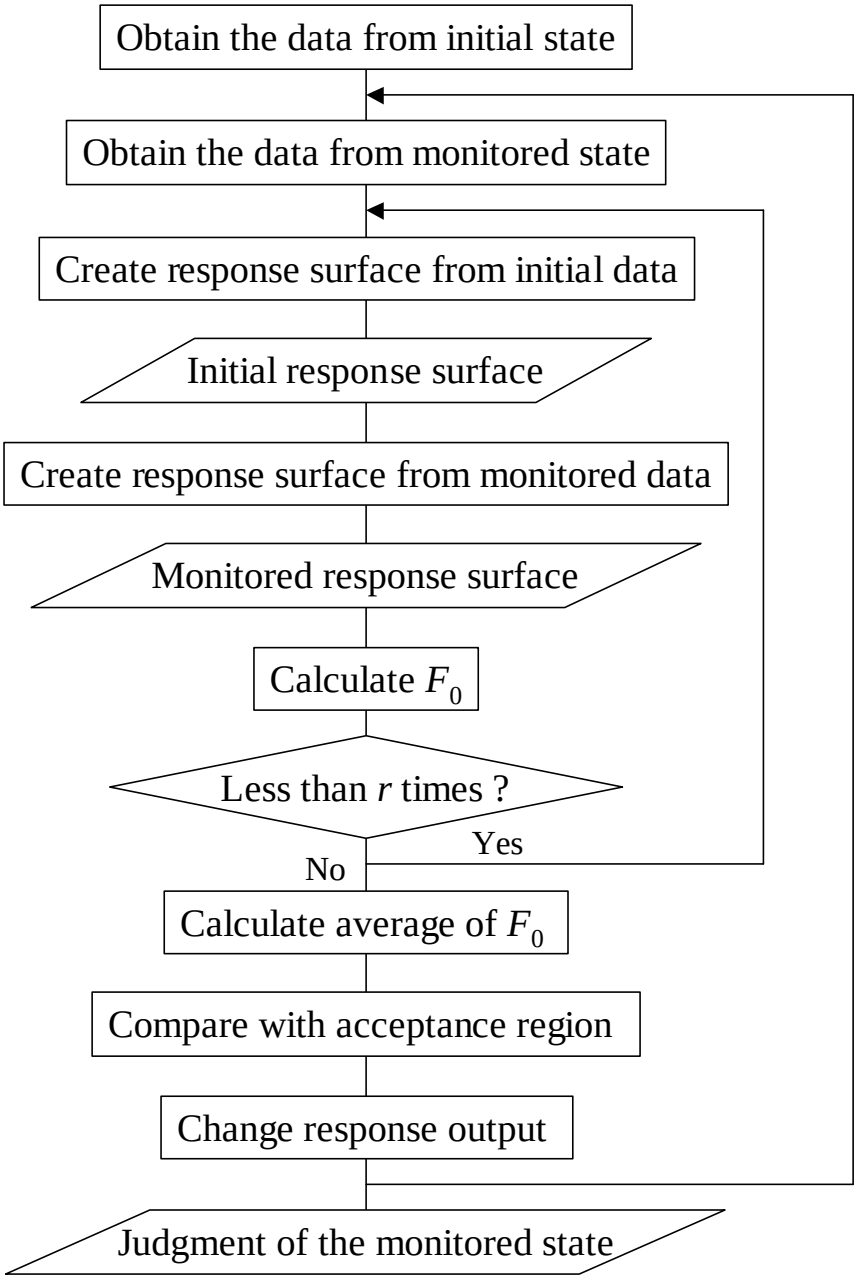


Fig. 4.3 Flowchart of the conventional SI–F method.

4.2.1.2 新 SI–F 法（健全データ不要の統計的はく離検出）

従来 SI–F 法である「健全データ利用の統計的はく離検出」の問題

- 健全データの収集コスト
- 成形欠陥などの初期欠陥を検出する製品検査に適用不可
- 健全性が未確認である既存構造に適用不可

を解決するため健全データを用いずに損傷検査を行う新たな SI–F 法を提案する．

層間はく離などの損傷は，層間の力学的拘束を局所的に開放する．このときの構造の変形性向が変化し，損傷部周辺の熱変形は健全部と異なる．CFRP 構造の電気抵抗は，変形に応じて変化するため，損傷部の抵抗温度特性は健全部と異なる．したがって二つの温度域（高温度域と低温度域）の電気抵抗データを測定し，それぞれ回帰した応答曲面の同等性を F 検定により判定すればよい（損傷検出原理の詳細は 4.5.1 項にて述べる）．この方法では，健全材の電気抵抗データは不要となるため，既存構造にも適用可能であるだけでなく，初期欠陥の検査（製品検査）にも適用可能である．本研究では新 SI–F 法を「健全データ不要の統計的はく離検出」とよび，その実験的検証について 4.5.2 にて論じる．

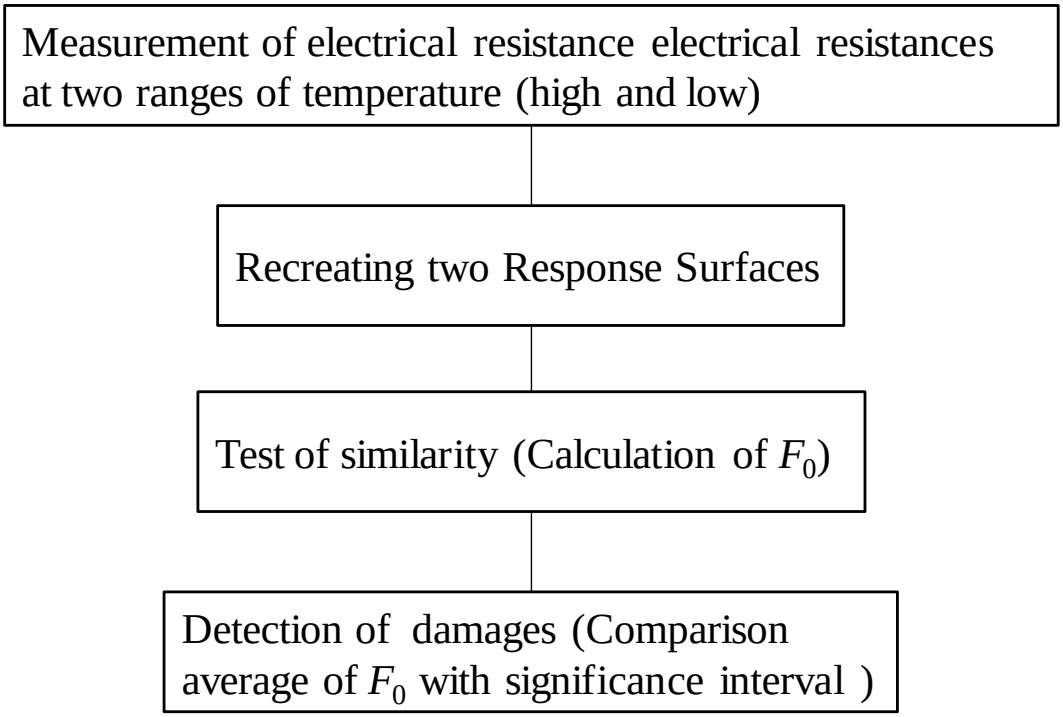


Fig. 4.4 Flowchart of the new SI–F method developed in this study.

4.2.2 SI–F 法の原理

4.2.2.1 応答曲面法（Response Surface Methodology, RSM）

応答曲面法[4.18,19]とは，製品プロセスの改善や最適化を目的として工業界で用いられている最適化手法である．応答曲面法は少ない実験結果あるいは解析結果から，変数－応答間の（分散の小さな）近似関係式を得るために用いられる．応答曲面法では，k 個の説明変数 x_i (i =1, 2, ⋯, k)と応答 y の関係が明らかでない場合に，実験的に x_i と y の関係式を重回帰モデルで近似する．応答曲面式は一般的に次式で定義される．

$$y = f(x_1, x_2, \cdots, x_k) + \varepsilon \tag{4.1}$$

ここで，ε は誤差である．近似関数 f には任意の関数形状を利用でき，例えばロジスティック曲線を用いることも可能であり，この場合はパーセプトロンニュラルネットワークも応答曲面と同じになる．本研究では，最も一般的な一次あるいは二次の多項式を用いる．例として，二次多項式を次式に示す．

$$y = \beta_0 + \sum_{i=1}^{k} \beta_i x_i + \sum_{i=1}^{k} \beta_{ii} x_i^{\,2} + \sum_{i=1}^{k-1} \sum_{j>i}^{k} \beta_{ij} x_i x_j + \varepsilon \tag{4.2}$$

ここで, β_i ($i \in \mathbb{N}$)は回帰係数である. 式 (4.2) に示す二次多項式の応答曲面では, 高次項を含めた係数の総数 p が $1 + k + k + k(k\text{-}1)/2$ 個存在する．式（4.2）のような高次多項式の応答曲面を用いる場合でも，高次項を新たな変数とみなす（例えば x_1x_2 をという二次の項を x_1 と定義しなおす）ことで次式に示すような線形モデルへの変換が可能である．

$$y = \beta_0 + \sum_{i=1}^{p-1} \beta_i X_i \tag{4.3}$$

データ組 (x_1, x_2, ⋯, x_k)が n 組ある場合，応答曲面を回帰する線形回帰モデルは

$$\mathbf{y} = \mathbf{X}\boldsymbol{\beta} + \boldsymbol{\varepsilon}$$

$$\mathbf{y} = \begin{Bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \vdots \\ y_n \end{Bmatrix}, \mathbf{X} = \begin{bmatrix} 1 & x_{11} & \cdots & x_{1p-1} \\ 1 & x_{21} & \cdots & x_{2p-1} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & x_{n1} & \cdots & x_{np-1} \end{bmatrix}, \boldsymbol{\beta} = \begin{Bmatrix} \beta_0 \\ \beta_1 \\ \vdots \\ \beta_{p-1} \end{Bmatrix}, \boldsymbol{\varepsilon} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \vdots \\ \varepsilon_n \end{Bmatrix} \tag{4.4}$$

となる．式（4.4）の誤差εの二乗和$\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varepsilon}$を最小化する，回帰係数ベクトル$\boldsymbol{\beta}$ ($\in \mathbb{R}^p, p \in \mathbb{N}$) の最小二乗推定量 $\mathbf{b}$ は次式にて得られる．

$$\mathbf{b} = (\mathbf{X}^{\mathrm{T}}\mathbf{X})^{-1}\mathbf{X}^{\mathrm{T}}\mathbf{y} \tag{4.5}$$

式（4.5）は線形回帰分析の正規方程式であり，数値的な計算によって応答曲面を求めることができる．求めた応答曲面と元のデータ組の残差平方和 *SSE*(Squared Sum of Errors)は次式となる．

$$SSE = \mathbf{y}^{\mathrm{T}}\mathbf{y} - \mathbf{b}^{\mathrm{T}}\mathbf{X}^{\mathrm{T}}\mathbf{y} \tag{4.6}$$

応答 $\boldsymbol{y}$ の変動 S_y は次式で定義される．

$$S_y = \mathbf{y}^{\mathrm{T}}\mathbf{y} - \frac{\left(\sum_{i=1}^{n} y_i\right)^2}{n} \tag{4.7}$$

応答曲面の回帰精度を示す値として，自由度調整済み決定係数 R^2_{adj} が一般的に使用される．

$$R^2_{\mathrm{adj}} = 1 - \frac{SSE/(n-p)}{S_y/(n-1)} \tag{4.8}$$

回帰が良好であるときには R^2_{adj} は 1 に近い値をとり，回帰が悪い場合には 0 に近い値となる．

応答曲面法の利点は，最小二乗法を用いているため近似関数の各係数の推定精度を統計的手法により評価できる点と，実験計画の実施により近似精度の高い応答曲面を効率よく作製できる点にある．また応答曲面を利用したデータ間の関係の変動を検出することで構造診断を行うため，パラメータの閾値判定による損傷検出では実施困難な境界条件の変動や誤差の大きい環境下での構造の損傷あるいは異常の検出が可能となる．

4.2.2.2 応答曲面の同等性検定

従来 SI–F 法，新 SI–F 法ともに，二つの応答曲面の同等性を F 検定により判定する．F 検定とは，二標本の平均値が未知の際に，その分散を検定することにより同等性を検定する手法である．

同等性を検定したい二つの線形回帰モデルを次式で表す．

$$\mathbf{y}_1 = \mathbf{X}_1\boldsymbol{\beta}_1 + \boldsymbol{\varepsilon}_1 \tag{4.9}$$

$$\mathbf{y}_2 = \mathbf{X}_2\boldsymbol{\beta}_2 + \boldsymbol{\varepsilon}_2 \tag{4.10}$$

誤差項$\boldsymbol{\varepsilon}_1$と$\boldsymbol{\varepsilon}_2$は互いに独立であり，同じ分散を持つと仮定する．この二つの線形回帰モデルにおいて，式（4.11）の帰無仮説を式（4.12）に示される対立仮説に対して検定する．

$$H_0: \quad \boldsymbol{\beta}_1 = \boldsymbol{\beta}_2 \tag{4.11}$$

$$H_1: \quad \boldsymbol{\beta}_1 \neq \boldsymbol{\beta}_2 \tag{4.12}$$

式（4.9），（4.10）をまとめて，次式のように表す．

$$\boldsymbol{y} = \boldsymbol{X\beta} + \boldsymbol{\varepsilon}, \ \ \boldsymbol{\varepsilon} \sim \boldsymbol{N}(\mathbf{0}, \boldsymbol{\sigma}^2\boldsymbol{I})$$
$$\boldsymbol{y} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{y_1} \\ \boldsymbol{y_2} \end{pmatrix}, \boldsymbol{X} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{X_1} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \boldsymbol{X_2} \end{pmatrix}, \boldsymbol{\beta} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{\beta_1} \\ \boldsymbol{\beta_2} \end{pmatrix}, \boldsymbol{\varepsilon} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{\varepsilon_1} \\ \boldsymbol{\varepsilon_2} \end{pmatrix} \tag{4.13}$$

ここで，$\mathbf{H}' = \left(\mathbf{I}_p, -\mathbf{I}_p\right)$，$\xi_0 = 0$ とおけば，帰無仮説（4.11）を回帰モデル（4.14）に対する線形制約仮説 H_2 として表される．

$$H_2: \quad \mathbf{H}'\boldsymbol{\beta} = \boldsymbol{\xi}_0 \tag{4.14}$$

この仮説の検定統計量は回帰モデルの残差平方和を用いて次式で表される（付録 B 参照）．

$$F_0 = \frac{SSE_0 - (SSE_1 + SSE_2)}{SSE_1 + SSE_2} \times \frac{m - 2p}{p} \tag{4.15}$$

p は応答曲面の回帰係数の数，m は応答曲面の回帰に用いるデータ組の数であった．SSE_1, SSE_2 は同等性を検定する二つの応答曲面それぞれの残差平方和であり，

SSE_0 は二つの応答曲面を合わせて回帰した応答曲面の残差平方和である．二つの応答曲面が等しい場合，統計量 F_0 は回帰係数の総数 p と，二つの応答曲面回帰に用いたデータ組数 m に依存する F 分布（関数 $F(p,\ m–2p)$）に従う[4.18,19,23]．そこで，全データ組から回帰に用いる m 組を選択して，式（4.15）により統計量 F_0 を算出するという作業を繰返し, F_0 の確率密度が, 図 4.5 に示す理論値 $F(p,\ m–2p)$と同等であるかを検定する．本研究では，中心極限定理により $\overline{F}_0$（F_0 の平均値）の信頼区間を設定し，同等性を定量的に（確率的に）評価する．計算回数を r 回とすると $\overline{F}_0$ は中心極限定理により期待値 $E(F_0)$，分散 $\sigma^2(F_0)\ /\ r$ の正規分布 $N\ (E\ (F_0),\ \sigma^2(F_0)\ /\ r)$に従う．したがって $\overline{F}_0$ が，式（4.16）に示される信頼区間に含まれた場合に応答曲面が同等であると判定する．

$$E(F_0) - z\frac{\sigma(F_0)}{\sqrt{r}} < \overline{F}_0 < E(F_0) + z\frac{\sigma(F_0)}{\sqrt{r}} \tag{4.16}$$

ここで

$$E(F_0) = \frac{m-2p}{m-2p-2} \tag{4.17}$$

$$\sigma^2(F_0) = \frac{2(m-2p)^2(m-p-2)}{p(m-2p-2)^2(m-2p-4)} \tag{4.18}$$

である．z は信頼区間の大きさによって定まる値である．

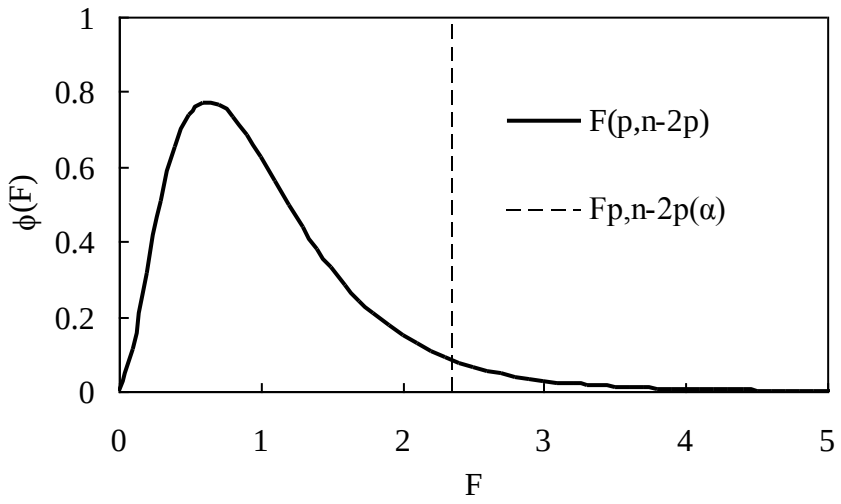


Fig. 4.5 F–distribution (probability density distribution).

4.2.2.3 抵抗温度特性を利用したはく離検出

本研究で扱う，電気抵抗データを用いた統計的診断について説明する．実験では，CFRP 平板を四つの区間に分離し，温度変化に伴う電気抵抗変化率の推移をそれぞれ定期的に記録する．同じ時間に測定した四つの区間のデータを一組とし，全データ組から無作為に数組を選択して応答曲面の回帰を行う．四つの領域の電気抵抗変化率を x_1，x_2，x_3，x_4 とし，x_1 を応答，x_2，x_3，x_4 を説明変数とすると，応答曲面は次式で表される．

$$x_1 = f(x_2, x_3, x_4) + \varepsilon \tag{4.19}$$

基準データ，診断データからそれぞれ，基準応答曲面，診断応答曲面を作製する（式（4.20））．

$$\begin{aligned} x_1^{\mathrm{REF}} &= f(x_2^{\mathrm{REF}}, x_3^{\mathrm{REF}}, x_4^{\mathrm{REF}}) + \varepsilon \\ x_1^{\mathrm{MEA}} &= f(x_2^{\mathrm{MEA}}, x_3^{\mathrm{MEA}}, x_4^{\mathrm{REF}}) + \varepsilon \end{aligned} \tag{4.20}$$

両応答曲面の同等性仮説は，式（4.15）で定義される統計量 F_0 を用いて検定される. 式(4.20) は, 応答曲面モデルとして一次多項式を用いる場合には式(4.21) となり，二次多項式を用いる場合には式（4.22）となる．

$$x_1 = \beta_0 + \beta_1 x_2 + \beta_2 x_3 + \beta_3 x_4 \tag{4.21}$$

$$\begin{aligned} x_1 = \beta_0 &+ \beta_1 x_2 + \beta_2 x_3 + \beta_3 x_4 + \beta_4 x_2^{\ 2} + \beta_5 x_3^{\ 2} + \beta_6 x_4^{\ 2} + \beta_7 x_2 x_3 \\ &+ \beta_8 x_3 x_4 + \beta_9 x_4 x_2 \end{aligned} \tag{4.22}$$

同様にして，応答を順次 x_2，x_3，x_4 と変えることで一組の電気抵抗データから四通りの応答曲面を得る. 本研究では, 応答の異なる四通りの応答曲面を作製し, 応答を同じくする応答曲面をそれぞれ比較するため，四通りの F_0 の平均値を算出することになる．したがって損傷の有無判定には，四通りの F_0 の平均値を，さらに平均した値を用いる．

4.3 抵抗温度特性の測定方法

4.3.1 多区間の電気抵抗の同時測定

複数の電極区間を有する CFRP 擬似等方性積層平板を対象とし，それら多区間の電気抵抗を独立に，かつ同時に測定するための電極配置法を策定する．

4.3.1.1 多区間独立同時測定の必要性と問題点

本研究では， CFRP 構造の抵抗温度特性（温度変化時の電気抵抗変化）を測定し，損傷による特性の変化を統計的手法により検出することで，損傷の有無を判定する．

構造全域を診断するためには，構造表面に多数の電極を配置し，各区間の電気抵抗変化を測定する必要がある．また，本章の統計的はく離検出手法にて用いる電気抵抗データは，構造に設置された複数の電極区間の，同時刻における測定値であり，各電極区間は相互に干渉しないことが望まれる．しかし，図 4.6 に示すように CFRP 構造内部の炭素繊維は多数の電極と接触しており，多くの電極間において電流経路の重複が生じる．多区間の電気抵抗を同時に測定すると，それぞれに負荷した電気抵抗測定用の電流が干渉する．これまでの電気抵抗変化法では，このような電流干渉の影響を受けぬよう，区間ひとつひとつを

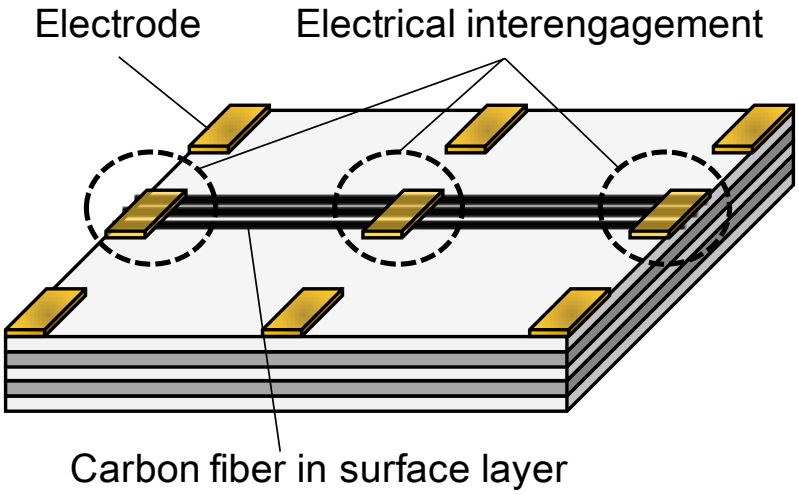


Fig. 4.6 Electrical interference between multiple segments in a CFRP laminated structure.

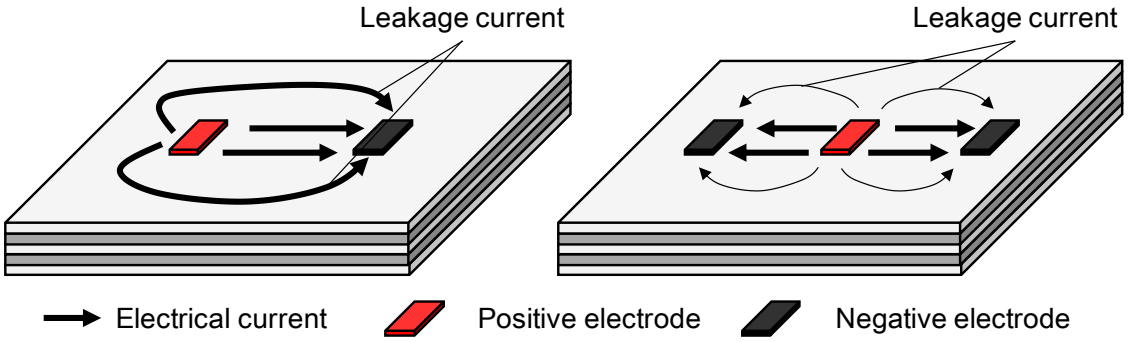
順次測定していた．しかし，単独区間を測定することで回避できるのは，電気抵抗測定用電流の相互干渉のみであり，各区間を電気的に分離できてはいない．本診断手法を実機に適用する際には，多区間を十分に電気的分離させる必要がある．

4.3.1.2 多区間独立同時測定用の電極配置の解析的検討

(i)　二電極法と三電極法

各区間を十分に電気的分離させるには電極間外への電流漏れを防止する必要があるが，通常の二電極配置（図 4.7 (a)）では電気的異方性の強い CFRP 積層構造では電流が電極間外にも流れてしまう．電流負荷電極を接地電極で挟む電極配置（図 4.7 (b)）を用いることで CFRP 梁構造表面（積層構成 $[0_2/90_2]_S$）の長手方向に並べた隣接電極間を電気的に分離できることが報告されている(4.41)．提案された多区間独立電気抵抗変化測定法を図 4.8 に示す．電気抵抗は，それぞれの陽極と，その両脇の接地電極との間で測定される．区間 1_A の抵抗値 R_{1A} と区間 1_B の抵抗値 R_{1B} の合成抵抗値を測定することになる（区間 2, 3 も同様である）．それぞれの陽極が接地電極で挟まれているため，電流が接地電極の外部へ漏れ出ないような工夫がなされている．以降ではこの電極配置方法を三電極配置と呼ぶ．三電極配置による漏れ電流の低減効果は，長手方向に三つの三電極区間を有する CFRP 直交積層梁（積層構成$[0_2/90_2]_S$）を用いた，引張負荷時の電気抵抗変化測定により実験的に確認されている(4.41)．

三電極配置は長手方向の漏れ電流を低減させる目的で考案されたものである．



(a) Two–electrode layout　　(b) Three–electrode layout

Fig. 4.7 Electrode layouts; (a) Two–electrode layout: (b) Three–electrode layout.

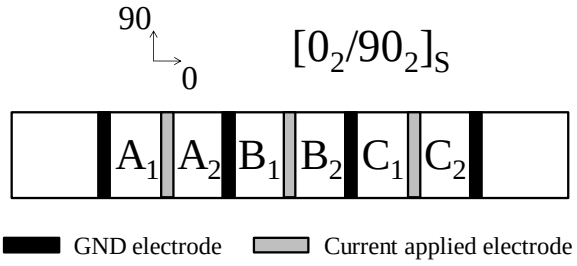


Fig. 4.8 Three–electrode layout applied to CFRP beam $[0_2/90_2]_S$(4.25).

CFRP 板構造の場合では，幅方向への電流漏れも低減させなければならない．また，積層構成の差異により電流経路は変化する．文献 4.25 で用いられた直交積層構造と異なり，本研究で扱うのは，電流経路がより複雑となる擬似等方性積層構造である．三電極配置を CFRP 擬似等方平板に適用した場合の長手方向および幅方向の漏れ電流量はこれまでに検討されていないため，本研究では有限要素法（Finite element method, FEM）を用いて解析的に検討する．

(ii)　解析モデル

FEM 解析には，汎用有限要素法ソフト ANSYS 11.0 を用いた．CFRP 擬似等方性板の解析モデルは, 長さ 76 mm, 幅 76 mm, 厚さ 1.6 mm の三次元平板である．積層構成は$[0/\pm45/90]_S$ の擬似等方積層であり, 各層の厚さを 0.2 mm としている．CFRP モデルの表面中央には，電極モデルを長さ 36mm，幅 4mm，厚さ 0.2 mm，中心間隔 16mm として設置する．解析モデルの形状と，電流および電位の負荷条件を図 4.9 に示す．(a)は電流負荷電極と接地電極を 0° 方向にひとつずつ並べた通常の電極配置であり，(b)は電流負荷電極を二つの接地電極で挟んだ三電極配置である．解析モデルには，3 次元 20 節点連成場ソリッド（SOLID226 要素）を使用し，構造－熱電気解析を実施した．節点数 13988，要素数 2915 である．解析に用いた CFRP の弾性率は三菱レーヨン製一方向プリプレグ PYROFIL#380 のデータシートを，抵抗率は Abry らの値[4.3]を，熱伝導率，線膨張係数は文献値

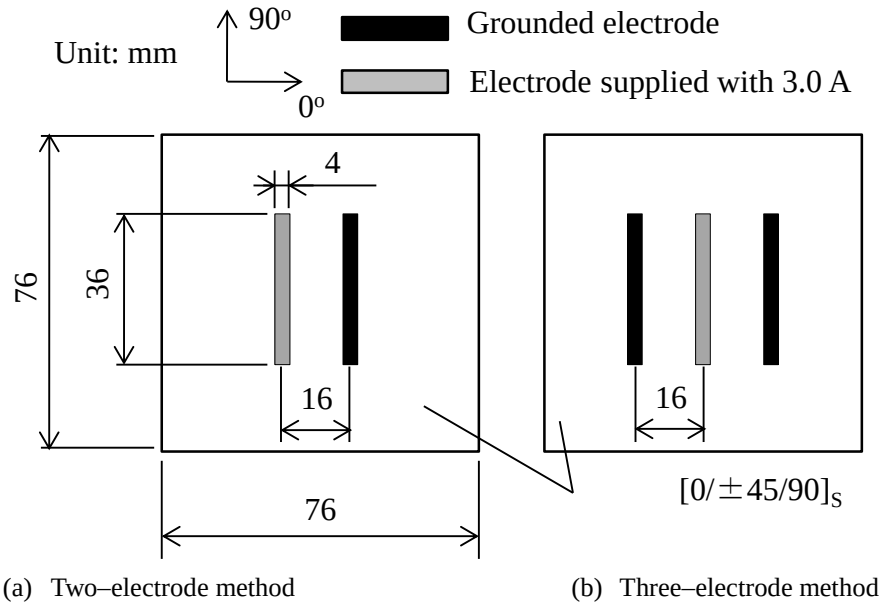


Fig. 4.9 Models of FE–analysis for investigating current density.

Table 4.1 Material properties of CFRP laminated model for FEM analysis

Direction	x (xy)	y (yz)	z (zx)
E [GPa]	141	10	10
G [GPa]	5.0	0.15	5.0
ν	0.3	0.4	0.3
ρ [Ω m]	2.93×10^{-5}	4.16×10^{-2}	4.82×10^{-2}
α [10^{-6}/K]	0.90	30	30
k [W/m K]	3.1	0.59	0.59
h [W/m^2 K]	8.334		
σ [W/m^2 K^4]	5.6704×10^{-8}		
e	0.90		

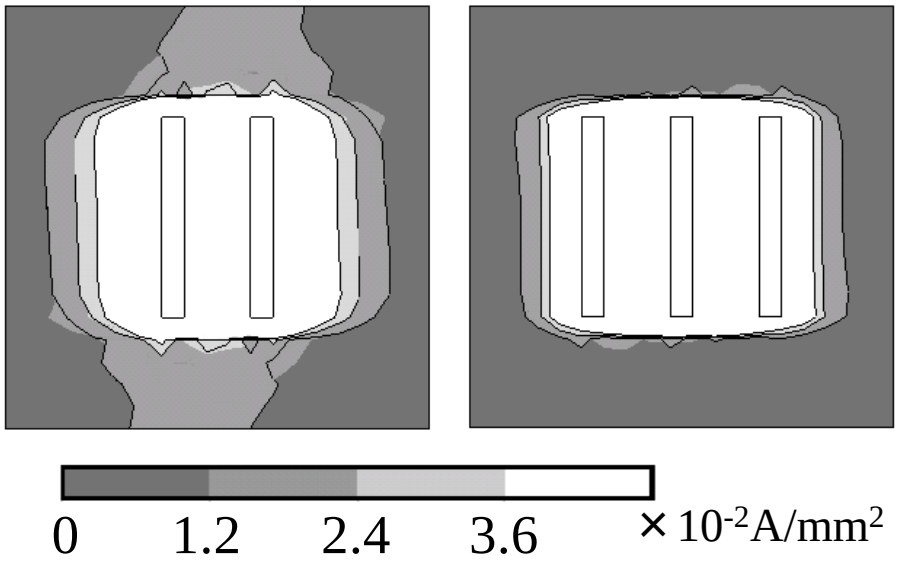
(4.6)を引用した．解析に用いた各値を表 4.1 に示す．表中 x は繊維方向の値，y は厚さ方向の値，z は繊維直交方向の値であり，横弾性係数，ポアソン比は（）内の方向の値である．加熱硬化後における冷却時の残留応力を算出するため，硬化温度 400K を応力ゼロの状態とし，熱伝達と輻射により室温 300 K まで冷却した．熱伝達係数，輻射率等は表 4.1 の値とした．電流密度は，電流負荷電極モデル上の 1 節点に 3.0 A を負荷し，接地電極モデル上の 1 節点の電位を 0 V として算出した．

(iii)　解析結果

CFRP 平板表面の電流密度分布の解析結果を図 4.10 に示す．二電極配置では電極間外への電流漏れがみられるが，三電極配置を用いることで 0°方向だけでなく 90° 方向の区間外漏れ電流を低減できることが示された．三電極配置を CFRP 平板に適用すると図 4.11 のようになる．区間 1_A の抵抗値 R_{1A} と区間 1_B の抵抗値 R_{1B} の合成抵抗値 R_1 の変化を，ブリッジ回路 1 を用いて測定する．R_1 の値は次式により決まる．

$$\frac{1}{R_1}=\frac{1}{R_{1A}}+\frac{1}{R_{1B}} \tag{4.23}$$

ブリッジ回路 2, 3, 4 についても同様である．これにより，CFRP 平板における，電気抵抗変化の多区間独立同時測定が可能となる．また，図 4.12 のようにブリッジ回路を切り離し，各電流負荷電極に定電流を負荷し，抵抗熱により四区間を均等に加熱できる．



(a) Two electrode method　　(b) Three electrode method

Fig. 4.10 Surface current density of quasi-isotropic laminates by FE–analysis.

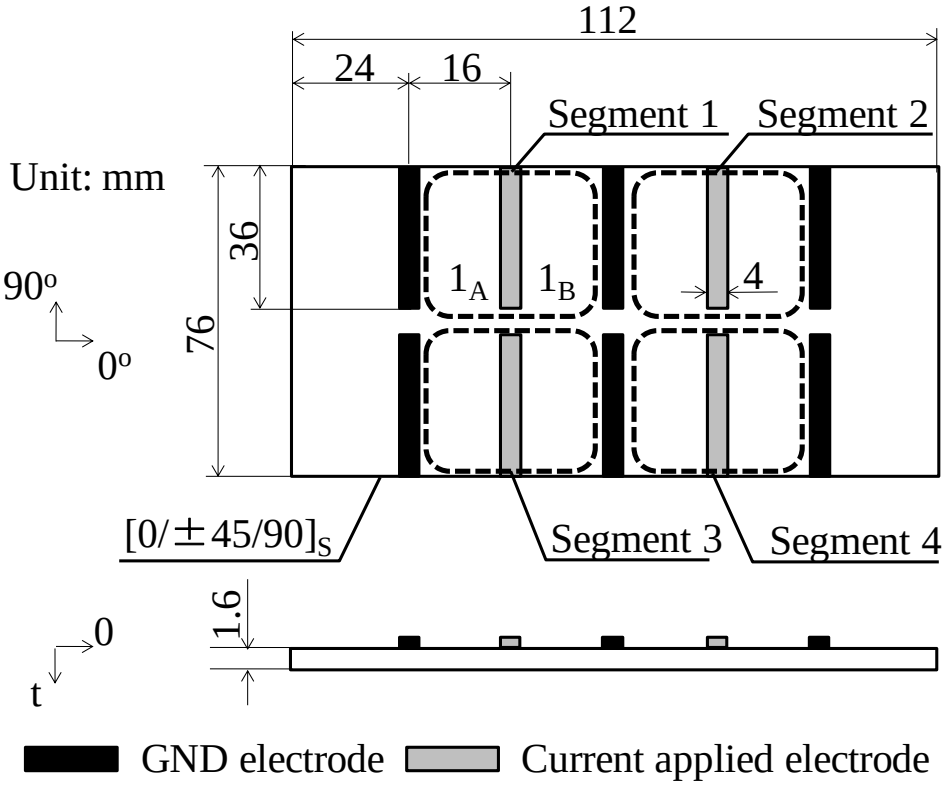


Fig. 4.11 Specimen configuration and the electrode layout.

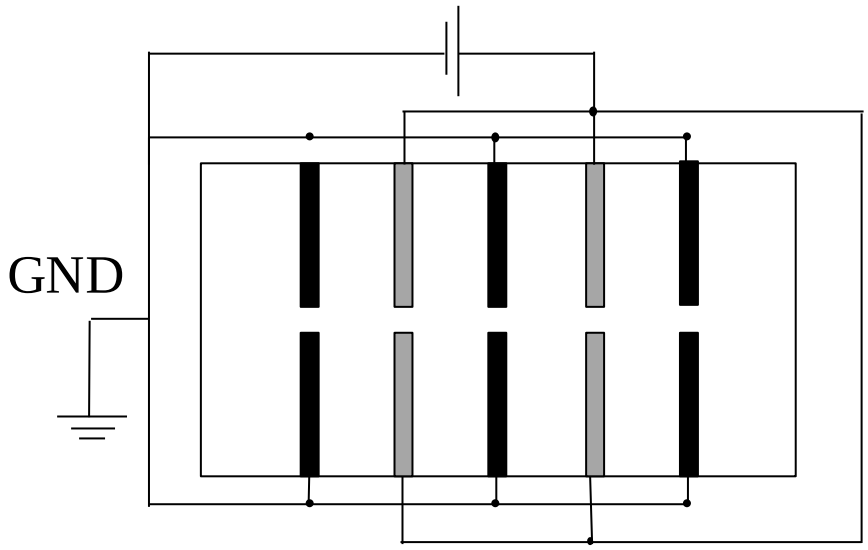


Fig. 4.12 Electric circuit for heating CFRP structures by Joule heat.

4.3.2 抵抗加熱・抵抗測定の切替え手法

構造加熱と電気抵抗変化測定の切替えにおける問題を扱う.

4.3.2.1 抵抗温度測定の測定誤差（測定器着脱による抵抗変化）

抵抗温度特性を測定する際, 炭素繊維に通電し, 抵抗熱で構造を加熱すれば, 加熱・測定ともに同一電極を利用でき，外部加熱装置を要しない．本研究では文献 4.24 と同様，CFRP 構造を抵抗加熱したのち室温での放熱中に電気抵抗を測定する．このとき，加熱用電流が測定器である電圧計やブリッジ回路の電源に流れ込まないように，また電気抵抗測定用電流が加熱用電源に流れ込まないように，加熱時には測定器を，測定時には加熱用電源を，それぞれ回路から切離す必要がある. 文献 4.24 では, 図 4.13 の回路を用いて切離しを行っている（図

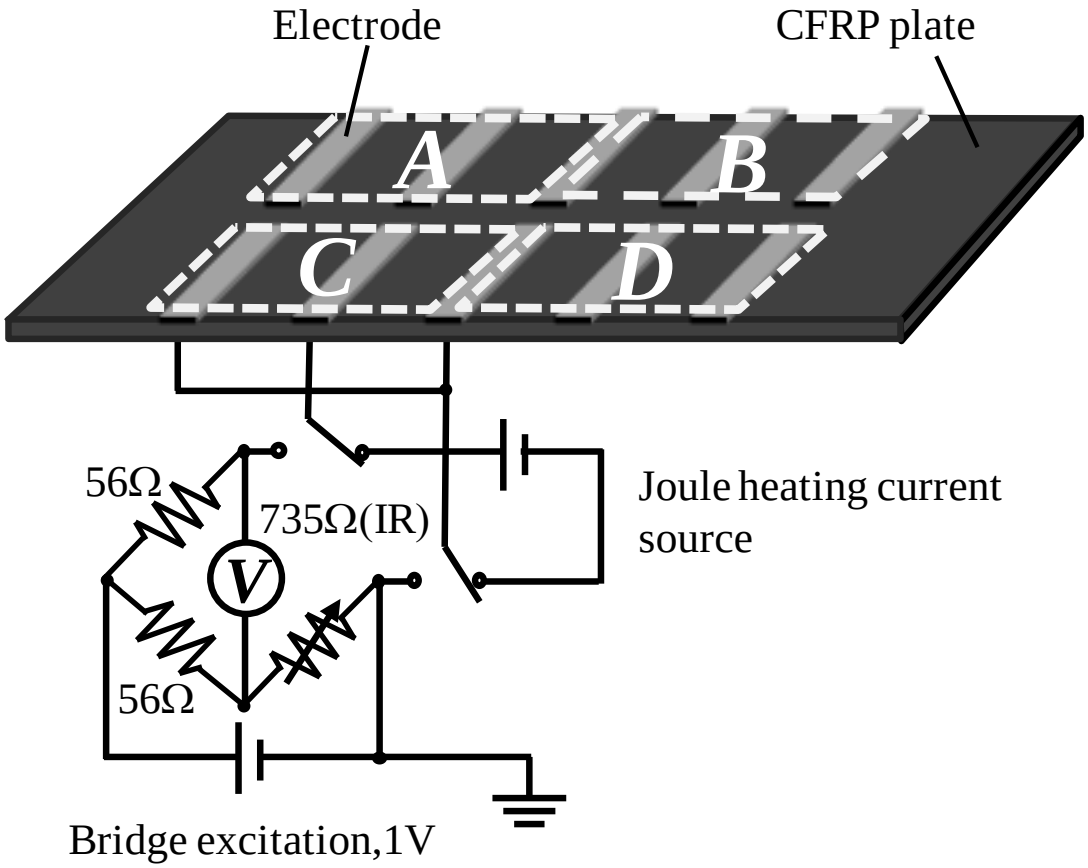


Fig. 4.13 Electric circuit for heating and measuring the change in electrical resistance by detaching a bridge circuit.

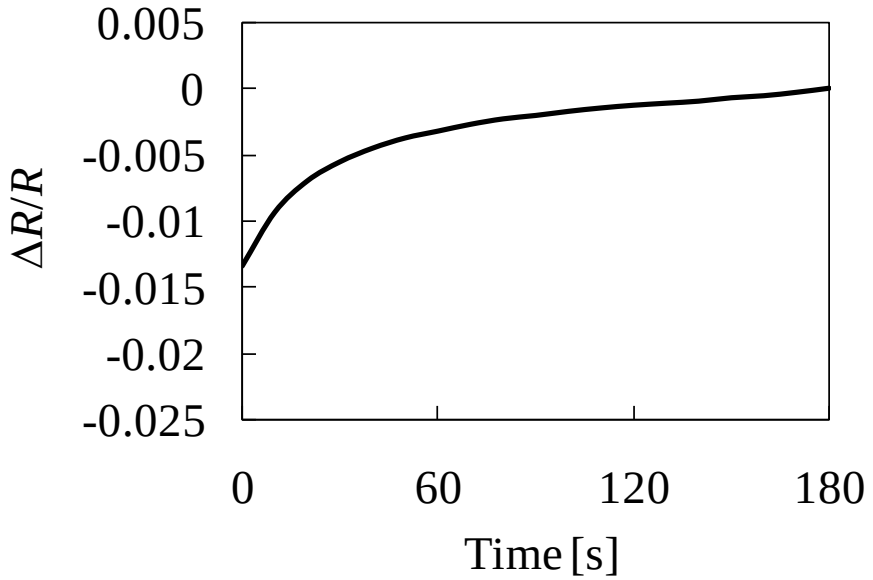


Fig. 4.14 Measured fractional change in electrical resistance of segment 3 right after switching over by electrical circuit shown in Fig. 4.13.

は区間 3 を加熱・測定する回路のみ示す）．電極と加熱用電源を接続した状態を示しており，加熱用電源から供給される高電流により抵抗熱が生じる．構造が熱的平衡に達したのち，ブリッジ回路に切換えて電気抵抗を測定する．切換えには機械式リレーを用いており，切換え後，接点接触抵抗と接点熱起電力が変動する*．起電力は見かけ上の電気抵抗変化として測定される．構造の健全性と関係のない，これらの抵抗変化量が，温度変化による構造の抵抗変化量に対してどの程度のものであるか評価する必要がある．図 4.14 は CFRP 構造を加熱せず，リレーの切換えのみを行った直後の区間 3 の電気抵抗変化を実測したものである．リレーには接点接触抵抗の小さな機械式リレー（富士通コンポーネント製パワーリレー JS–12–K）を，ブリッジ電圧の測定にはシグナルコンディショナ（共和電業製，CDV/CDA–700A）を用いた．加熱をしなかった場合の電気抵抗変化は，後に 4.4 節にて図 4.25 に示す加熱を行った場合の電気抵抗変化の 10–40 %となり，測定誤差として無視できないほど大きいことがわかった．また，半導体リレーは通電電流の制限とオン抵抗の変動が大きいことから本研究では利用できない．

* 機械式リレーの接点接触状態は毎回異なり，富士通コンポーネント製パワーリレー JS–12–K の接触抵抗値は数 mΩ幅の分布を持つ．加えて，本手法では電気抵抗を測定する直前にリレーの接点を切替えるために次のような現象が起きる．接点を流れる電流量は，加熱中は 3 A 以上であるが，測定中はおよそ 30 mA と小さい．この差は接点のジュール発熱量の差を生み，接点温度を変化させる．接点の切替え後しばらく，接点温度の遷移に伴い接点接触抵抗と接点熱起電力が変動する．

4.3.2.2 測定誤差の抑制（電圧計，ブリッジ電源を着脱する手法）

加熱回路と電気抵抗測定回路の接続切換後において CFRP 構造の健全性と無関係の電気抵抗変動が生じる原因は，CFRP 構造をブリッジ回路の一辺に組込む際にリレーも同時に組込まれてしまうことにある．そこで新たに図 4.15 に示す加熱・測定の切換え回路を提案する．この回路では，区間 3 がリレーを介さずにブリッジ回路の一辺に組込まれているため，リレーの内部抵抗変動の影響を受けない．加熱中には電圧計およびブリッジ電源のみを切離して両者に抵抗熱用の高電流が流れ込むことを防ぐ．電圧計およびブリッジ電源の着脱にはそれぞれリレーを要するが，電圧計の内部抵抗は 735Ω，ブリッジ電源の内部抵抗とブリッジ回路の合成抵抗は 30Ω以上であり，リレーの接触抵抗変動は相対的に無視できる．またブリッジ電源回路の温度が変化するとブリッジ電圧が変動し，見かけ上の電気抵抗変化として計測されてしまうため，加熱時にはブリッジ電源と 27 Ωの抵抗器を接続する．27 Ωというのはブリッジ回路全体の合成抵抗値であるため加熱時，測定時に関わらずブリッジ電源回路に一定電流が流れることになり，電源の熱的安定は確保される．図 4.16 は構造を加熱せず，リレーの切換えのみを行った直後の区間 3 の電気抵抗変化を実測したものであるが，図 4.14 と比較して，CFRP 構造とは無関係の電気抵抗変動が大幅に低減されている

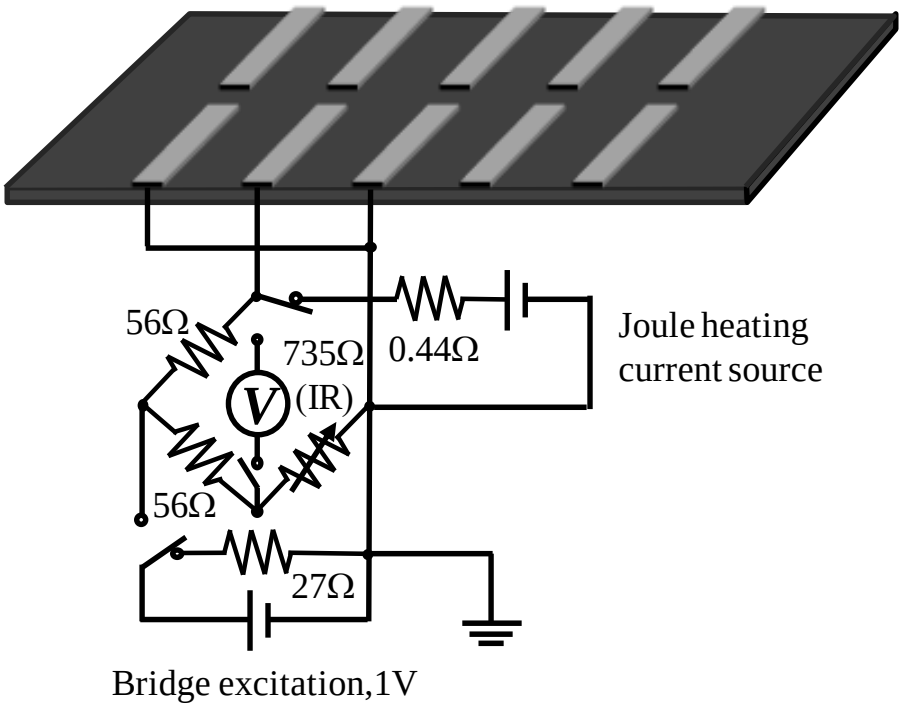


Fig. 4.15 Proposed electric circuit for heating and measuring change in electrical resistance by detaching a voltmeter.

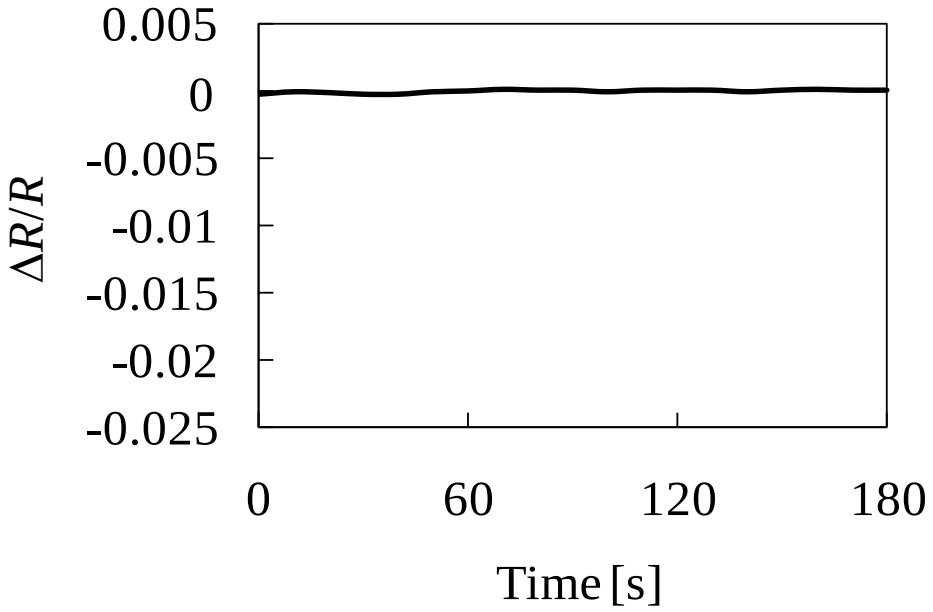


Fig. 4.16 Measured Δ*R*/*R*, the ratio of the electrical resistance change of segment 3 right after switching over by electrical circuit shown in Fig. 4.10.

ことが確認できる．以上のことから提案手法により CFRP 構造の電気抵抗変化を正確に測定できる．なお加熱用電源には直流安定化電源（松定プレシジョン製 PK 10–120）を用いる．

4.3.3 「4.3 節」のまとめ

複数の電極区間を有する CFRP 擬似等方性積層平板を対し，それら多区間の電気抵抗を独立に，かつ同時に測定するための電極配置法として，電流負荷電極を二つの接地電極で挟む三電極配置を検討した．結果を以下に示す．

(1) 三電極配置により，CFRP 擬似等方性積層平板の長手方向，幅方向の電極区間外への漏れ電流を十分に低減でき，各区間の電気抵抗変化を独立に，かつ同時に測定することができることを解析的に示した．
(2) CFRP 構造の抵抗温度特性を測定する際に，炭素繊維の抵抗熱を利用することから，構造の自己加熱と電気抵抗変化測定の切替えが必要になる．加熱・測定の切替えにおける問題点に言及し，原因を明らかにした上で，その対策案を講じた．結果を以下に示す．
(3) 構造強化材である炭素繊維の抵抗熱により CFRP 構造を自己加熱したのちに，機械式リレーによりブリッジ回路に切換えて電気抵抗を測定すると，リレーの接点接触抵抗と接点熱起電力が大きく変動し，測定に支障を来すことを実験的に示した．
(4) 電圧計およびブリッジ電源回路を着脱することで，回路切替え後に生じる CFRP 構造とは無関係の抵抗変動を低減させる手法を提案し，その低減効果を実験的に示した．

4.4 健全データ利用の統計的はく離検出

本節では，4.2.1.1 にて説明した「健全データ利用の統計的はく離検出」の有効性を実験的に検証する．炭素繊維の抵抗熱により CFRP 構造を自己加熱したのち，CFRP 構造の抵抗温度特性（温度変化による電気抵抗変化）を測定する．層間はく離の付与前後において測定した抵抗温度特性データの差異を，従来 SI–F 手法（4.2.1.1 参照）により検出することを試みる．また，電極の一部を欠損させる前後においても同様の試験を行い，電極欠損が診断に及ぼす影響を評価する．

4.4.1 層間はく離検出原理

CFRP の強化材料である炭素繊維は電気良導体であり，各層は繊維方向に高い導電性を有する．母材である樹脂は絶縁体であるが，隣接する炭素繊維間の接触により，繊維直交方向や厚さ方向にも電流経路が形成され，繊維方向と比較して 10^{-3}–10^{-7} 程度の導電率を有する．

一般に炭素繊維は温度上昇に伴って断面積が増加し，電気抵抗は減少する[4.29, 30]．また力学荷重を受けた場合にも，ピエゾ抵抗効果による比抵抗の変化[4.31]や構造寸法の変化により電気抵抗は変化する． CFRP 積層構造内に層間はく離が生じると，局所的に層間の相互拘束が解放されて構造の変形性向が変化する．したがって構造を加熱した際，層間はく離の周辺と健全部において熱変形に差異が生じる．構造変形の差異は炭素繊維の変形と繊維どうしの接触に影響を与えるため，層間はく離周辺部と健全部の差異は電気抵抗にも現れる．すなわち，層間はく離により抵抗温度特性が変化する．これらはそれぞれ，貫通はく離（き裂面が自由端まで達した層間はく離）を生じる前後の CFRP 直交積層梁の熱変形解析および抵抗温度特性の実測実験により確認されている[4.24]．貫通はく離と

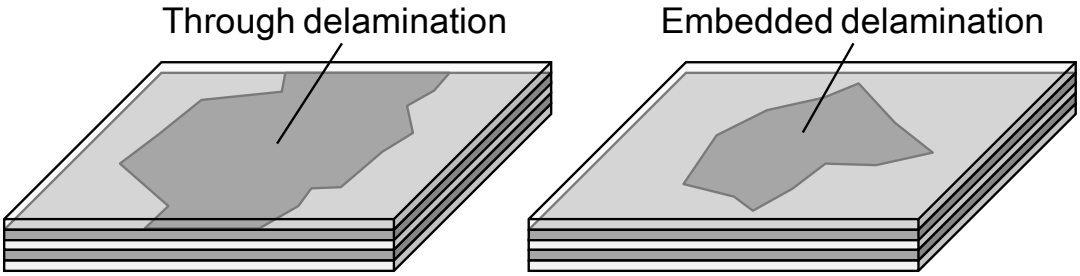


Fig. 4.17 Delaminatin cracking in CFRP laminates.

異なり，埋没はく離はき裂面が自由端まで達していないため，層間拘束は一部が解放されるのみである．したがって健全部との熱変形の差異，および電気抵抗の差異は非常に小さくなると考えられる．本研究では CFRP 擬似等方性平板を対象とし，埋没はく離の発生前後における抵抗温度特性をそれぞれ実測して，両者の違いから層間はく離を検出する手法の有効性を検証する．

図 4.18 のように CFRP 構造を n 個の区間に分け，区間の抵抗値を $R_1, R_2, \cdots, R_n$ とする．このとき各区間は電気的に独立していると仮定する．全区間を均等に加熱したときの，区間番号 i の室温状態を基準とした抵抗変化量ΔR_i を応答，他区間の抵抗変化量 $\Delta R_1, \Delta R_2, \cdots, \Delta R_{i-1}, \Delta R_{i+1}, \cdots, \Delta R_n$ を説明変数として式（4.24）のように関数 f（重回帰モデル）により近似する．

$$\Delta R_i = f(\Delta R_1, \cdots, \Delta R_{i-1}, \Delta R_{i+1}, \cdots, \Delta R_n) + \varepsilon \quad (i = 1, 2, \cdots, n) \tag{4.24}$$

ε は誤差であり，上式は応答曲面式と呼ばれる．構造が健全であればすべての抵抗変化量は同程度である．ある区間に層間はく離が発生すると，熱変形が変化するため，ピエゾ抵抗効果により他区間と抵抗変化量が異なる．このとき重回帰モデル f が変化するため，この変化を統計的検定手法である F 検定により検出する[4.18, 19]ことで，層間はく離の有無を判定できる．電極が損傷すると接触抵抗が変化するため室温状態の電気抵抗は変化する．しかし構造が健全である限り，室温電気抵抗を基準とした温度変化による抵抗変化量は変わらないため，重回帰モデル f は変化しない．したがって電極損傷と構造損傷を区別できる．本章では，重回帰モデルとして次式のような二次多項式を用いる．

$$\begin{aligned}
&\Delta R_i = \alpha_0 + \sum_{j \in \mathrm{P}} \alpha_j \Delta R_j + \sum_{j \in \mathrm{P}} \alpha_{jj} \Delta R_j^{\,2} + \sum_{(j,k) \in \mathrm{T}} \alpha_{jk} \Delta R_j \Delta R_k + \varepsilon \\
&i \in \{1, 2, \cdots, n\} \\
&\mathrm{P} = \{a \mid a \in \mathrm{N} \wedge a \neq i \wedge a \leq n\}, \\
&\mathrm{T} = \{(a,b) \mid a, b \in \mathrm{N} \wedge a, b \neq i \wedge a < n \wedge a < b \leq n\}
\end{aligned} \tag{4.25}$$

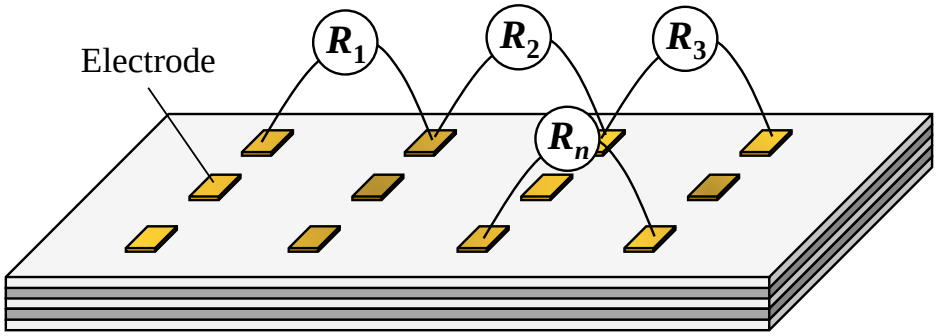


Fig. 4.18 A CFRP laminated plate divided into *n* independent segments by electrodes.

4.4.2 実験的検証

4.4.2.1 試験片

試験片は，三菱レーヨン製一方向 CFRP プリプレグ PYROFIL#380 により成形した擬似等方性積層板 (積層構成：$[0/\pm45/90]_S$, 250 mm×200 mm，厚さ 1.6 mm 程度)から，長さ 112 mm，幅 76 mm に切り出した薄板構造であり，図 4.19 に示すように 四つの三電極区間を有している．積層板は，電気炉，真空ポンプ，プレス型治具を用い，130 ^{o}C，0.7 MPa の成形条件を 90 分間一定に保ち成形する．

電極は銅めっきにより, 幅 4 mm, 電極中心間隔 16 mm として作製する. まず, CFRP 表面に存在する樹脂リッチ層を除去し炭素繊維を露出させる必要がある[(4.32)]．そこで，電極作製部以外をビニールテープでマスキングして露出部を表面

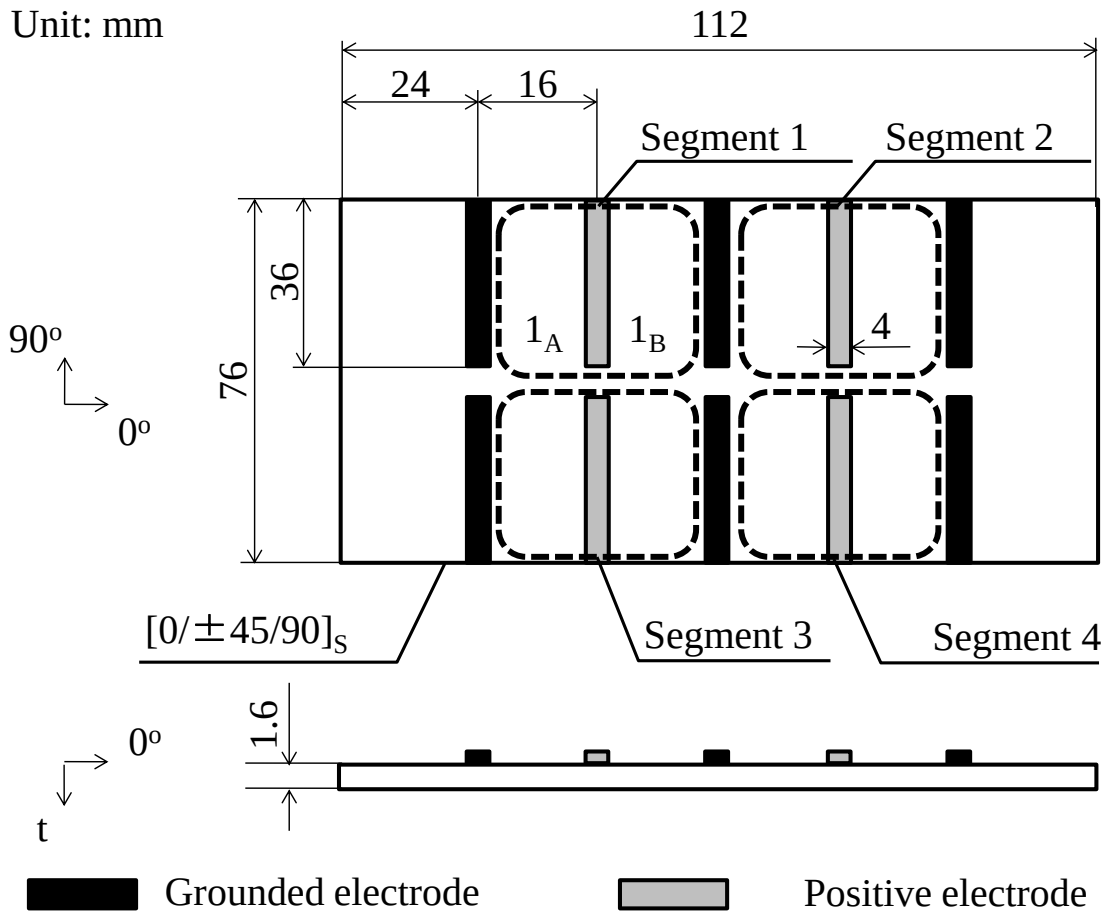


Fig. 4.19 Specimen configuration and electrode layout.

研磨後，濃硫酸を滴下し 3 分程度放置する．表面処理した試験片を硫酸銅水溶液（硫酸銅 240 g/l ，硫酸 49 g/l ）中に入れ，同じ硫酸銅水溶液中に入れた銅板を陽極に，試験片を陰極につなぐと表面処理された部分に銅めっきが施される．電流密度 0.066 A/mm^2 を 30 分，0.2 A/mm^2 にて 30 分の計 1 時間とする．一度目のめっき時に電流量を小さくして徐々にめっきを形成することで，炭素繊維間にまで銅が入り込み，良好な電気的接触を得ることができる．作製した銅電極表面にリード線をはんだ付けし，エポキシ系接着剤（アラルダイト R）でコーティングする．

4.4.2.2 F 検定による応答曲面の同等性検定

四区間の抵抗温度特性データから二次応答曲面を作製し，損傷発生前後における応答曲面の同等性を F 検定により判定する．検定統計量 F_0 を繰り返し計算し，その平均値から同等性を判定する[4.18, 19]．健全時，準静的荷重による層間はく離付与後および電極欠損付与後，それぞれの状態にて，サンプリング周波数 50Hz で加熱終了直後 10 秒間の四区間の電気抵抗変化率を 5 回測定し，5 回分のデータ 2500 組から無作為に 25 組を選んで F_0 を計算する．式（4.25）において i = 1, 2, 3, 4（本試験片は四区間を有しているため n = 4 である）と変えて，それぞれ 25 回ずつ F_0 を計算し，計 100 回の計算を経て $\overline{F}_0$（F_0 の平均値）を得る．このとき健全時のデータに平均 0%，標準偏差 5%の正規分布に従う乱数ノイズ加える．二つの応答曲面が同等である場合，$\overline{F}_0$ は中心極限定理によりある確率で不等式（4.26）を満たす．

$$E(F_0) - z\frac{\sigma(F_0)}{\sqrt{r}} < \overline{F}_0 < E(F_0) + z\frac{\sigma(F_0)}{\sqrt{r}} \tag{4.26}$$

ここで

$$E(F_0) = \frac{m-2p}{m-2p-2} \tag{4.27}$$

$$\sigma^2(F_0) = \frac{2(m-2p)^2(m-p-2)}{p(m-2p-2)^2(m-2p-4)} \tag{4.28}$$

であり，応答曲面の係数の総数である p は 10 ，二つの応答曲面の作製時に選択するデータ組の総数 m は 50 である．z は有意水準によって決まる値であり，z として $\overline{F}_0$（F_0 の平均値）の信頼区間 99%における値を用いると式（4.26）は次式のようになる．

$$0.92 < \overline{F}_0 < 1.22 \tag{4.29}$$

これにより健全時とはく離付与後の同等性，および健全時と電極損傷付与後の同等性を判定する．

4.4.2.3 手順

各電流負荷電極に 3.5–4A (約 0.20 V)の定電流を負荷し，抵抗熱により定常になるまで 4 分間加熱する．加熱電流を停止後，温度降下中に電気抵抗変化率を測定する．加熱停止直後の 10 秒間に測定した四区間の電気抵抗変化率から二次応答曲面を作製し，健全時と損傷時の応答曲面の同等性を F 検定により判定する．加熱および電気抵抗変化測定には，4.3.2.2 で提案した電気回路を用いる．図 4.20 中に示したすべてのリレー回路を同時に切替え，加熱電流を停止した後の構造温度降下中に，ブリッジ回路を用いて区間 1, 2, 3, 4 の電気抵抗変化率を同時に測定する．ブリッジ電圧を 1 V とし，サンプリング周波数 50 Hz，ローパスフィルタ 10 Hz とし，加熱と測定を 5 回繰り返す．

その後，試験片に各種損傷を付与した後に同様の加熱・測定を 5 回繰り返して抵抗温度特性を測定する．損傷として

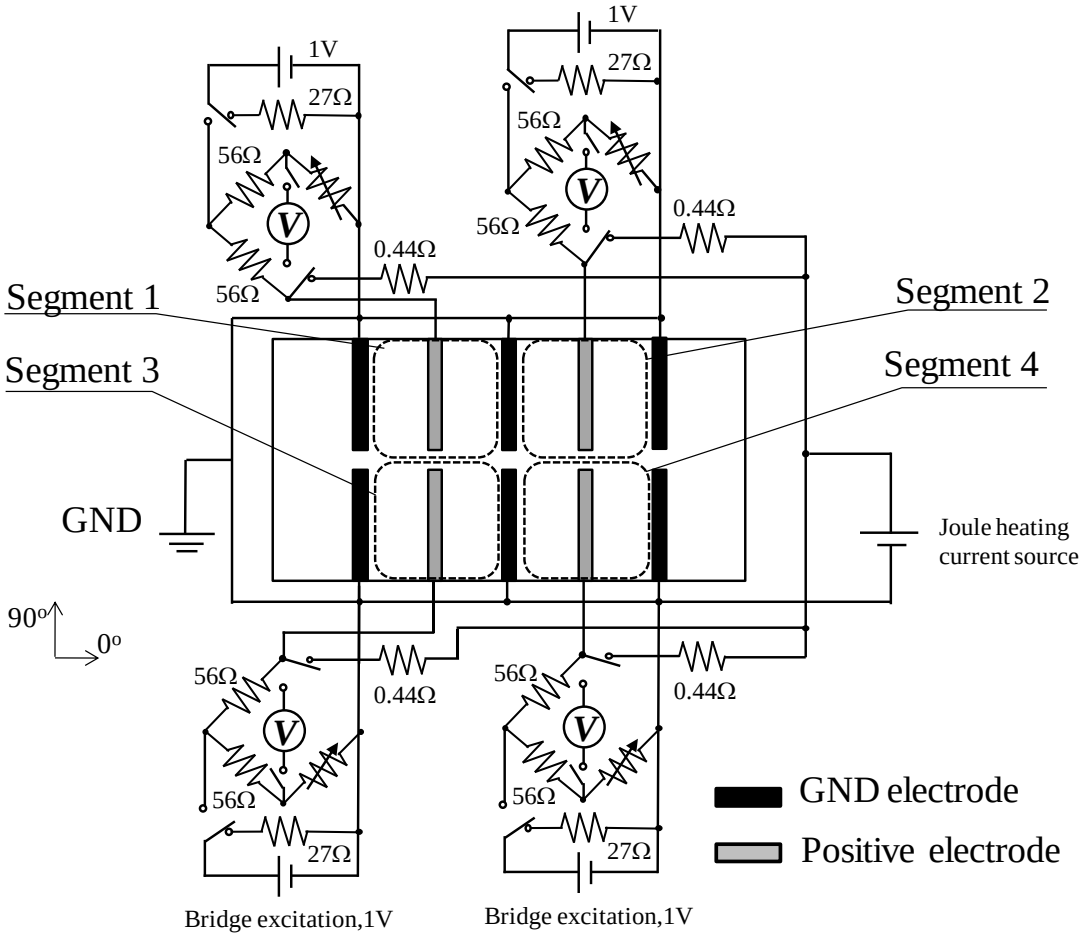


Fig. 4.20 Proposed electric circuits for heating CFRP structures and measuring changes in electrical resistance of four segments by detaching voltmeters.

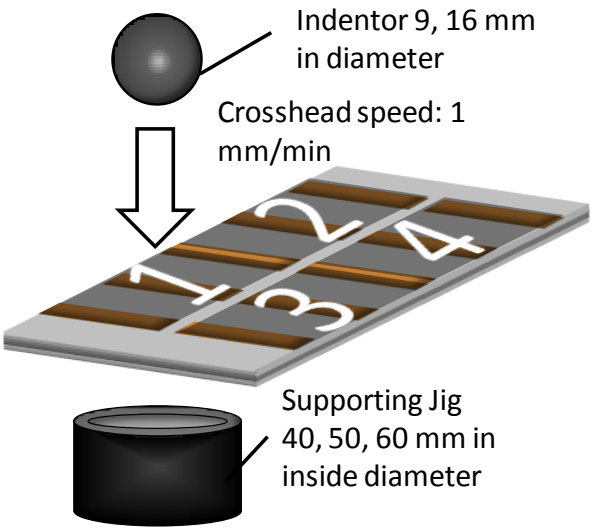


Fig. 4.21 Quasi–static Indentation test for inflicting delamination cracks on segment 1.

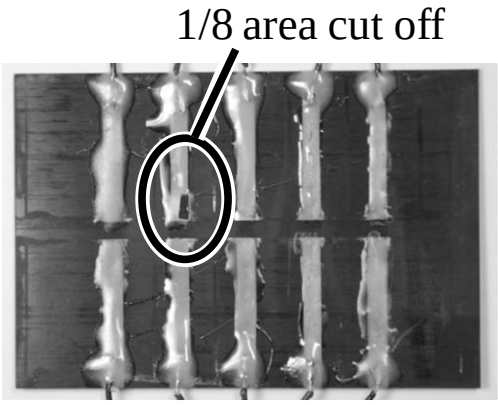


Fig. 4.22 The image of chipped electrode in segment 1.

1. 圧子の準静的押込みによる層間はく離
   図 4.21 に示すように，区間 1 に圧子をクロスヘッド速度 1 mm/min で押し込み付与する．直径 9, 16 mm の球形圧子と内径 40, 50, 60 mm の治具の組合せにより層間はく離の大きさを変化させることができる．7 枚の試験片を用意し, それぞれ区間 1 に直径 27.7–63 mm の大小様々の層間はく離を付与した.

2. 電極欠損
   区間 1 の電流負荷電極の 1/8 面積程を切取り，欠損させる（図 4.22）.

を対象とする．健全状態において抵抗温度特性を測定したのち，各種損傷付与後に再度，抵抗温度特性を測定し両者を統計的に比較する.

4.4.2.4 結果

4 分間の抵抗加熱により定常状態に達した試験片の表面温度分布をサーモグラフィ（Mobir®*M3*）により撮影した．画像を図 4.23 に示す．最大温度は 43 ºC 以下であり，本試験片に用いた三菱レーヨン製一方向 CFRP プリプレグ PYROFIL #380 の運用許容温度 90 ºC を下回っている．したがって，力学的特性に影響しないと考えられる．

1.　圧子の準静的押込みによる層間はく離

超音波探傷装置（日本Krautkramer社 SDS5400R）により撮影した，層間はく

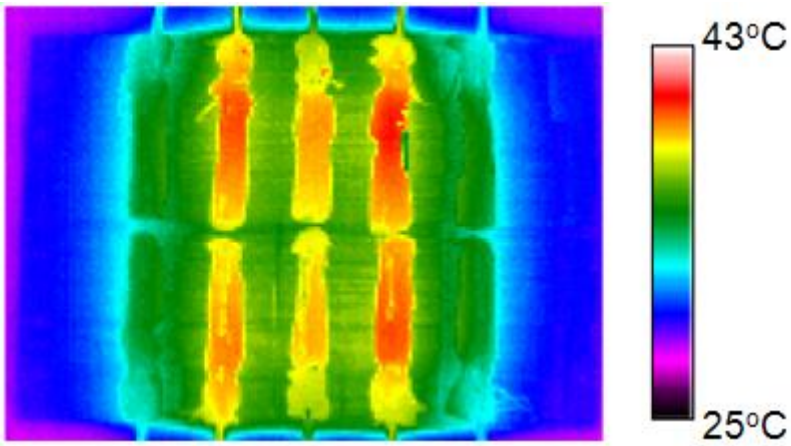


Fig. 4.23 Measured temperature distribution of surface of a CFRP laminate.

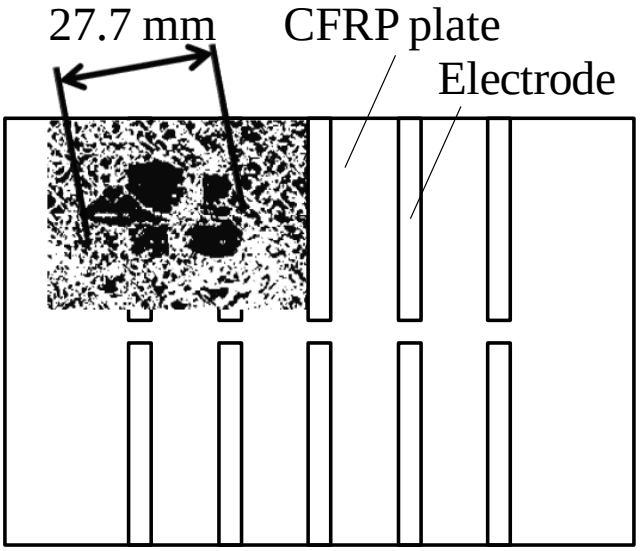
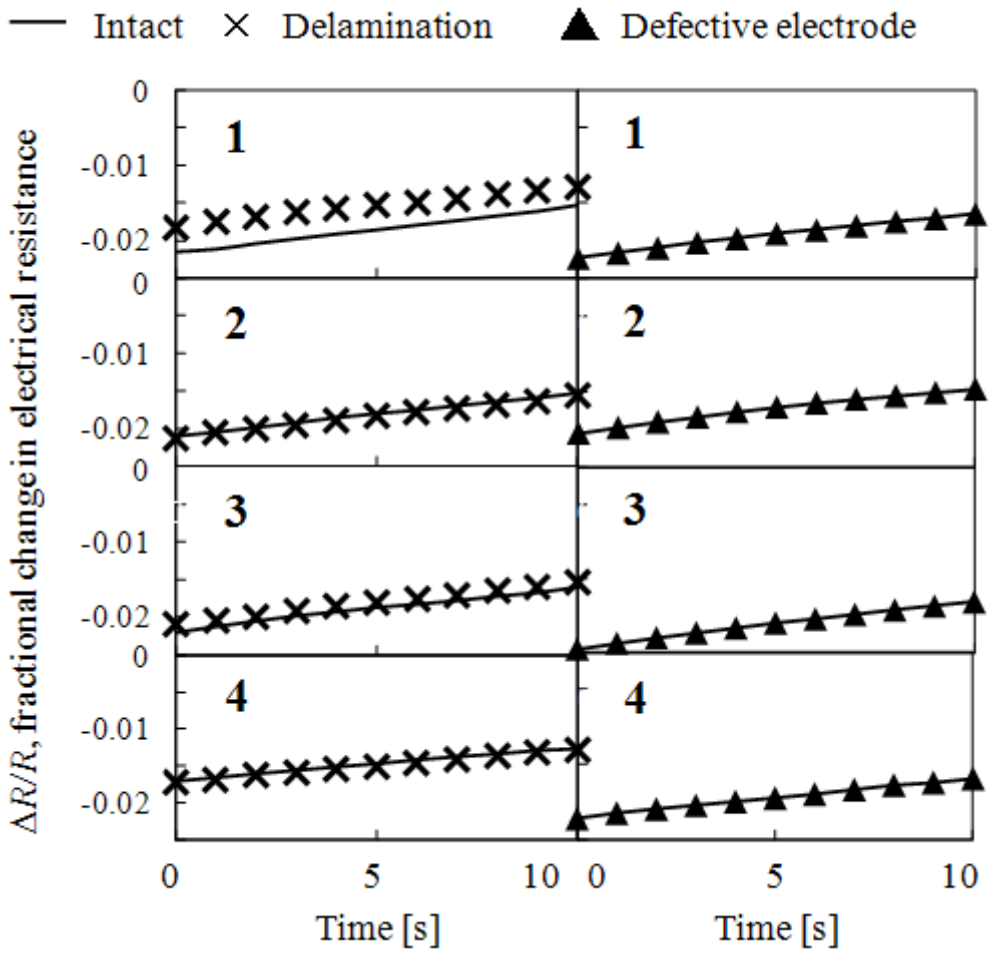


Fig. 4.24 Delamination crack of a laminate by ultrasonic C-scan image.

離のCスキャン投影画像（厚さ方向投影形状を可視化したもの）の一例を図4.24に示す．探傷には縦波探触子（10MHz）を用いた．層間はく離の最大径は27.7mm（投影面積 261 mm^2）であった．この層間はく離を生じる前後の温度変化に伴う電気抵抗変化を図4.25（a）に示す．縦軸は室温状態を基準とした電気抵抗変化率，横軸は加熱停止後の経過時間である．層間はく離を生じた区間1の挙動が変化しており，その他の区間に大きな変化はみられない．層間はく離発生前後の四区間の関係同等性をF検定により判定した結果を図4.26に示す，縦軸は検定統計量F_0の平均値，横軸は上述のCスキャン投影画像から求めた層間はく離の最大直径である．F_0の平均値が式（4.29）にて定められる99%信頼区間に含まれた場合，構造は健全と判定される．すべての試験片において，層間はく離の有無を正しく判定でき，少なくとも直径27.7mmの埋没した層間はく離を検出可能であることが示された．



(a) $\Delta R/R$ before and after delamination occurs.　(b) $\Delta R/R$ before and after cutting off eighth part of the electrode.

Fig. 4.25 Ratios of the changes in electrical resistance on the basis of those at room temperature before and after: (a) inflicting delamination cracks subjected to quasi-static indentation loading; (b) cutting off eighth part of the positive electrode in segment 1.

2.　電極欠損

図4.22のように区間1の電流負荷電極の1/8面積を欠損させる前後の温度降下に伴う電気抵抗変化を図4.25（b）に示す．電極欠損付与前後において変化が見られない，すなわち抵抗温度特性が電極欠損の影響を受けていないことを確認した．電極欠損発生前後のF検定結果を図4.27に示す．1/8の電極欠損が本診断手法に影響を与えないことを確認した．

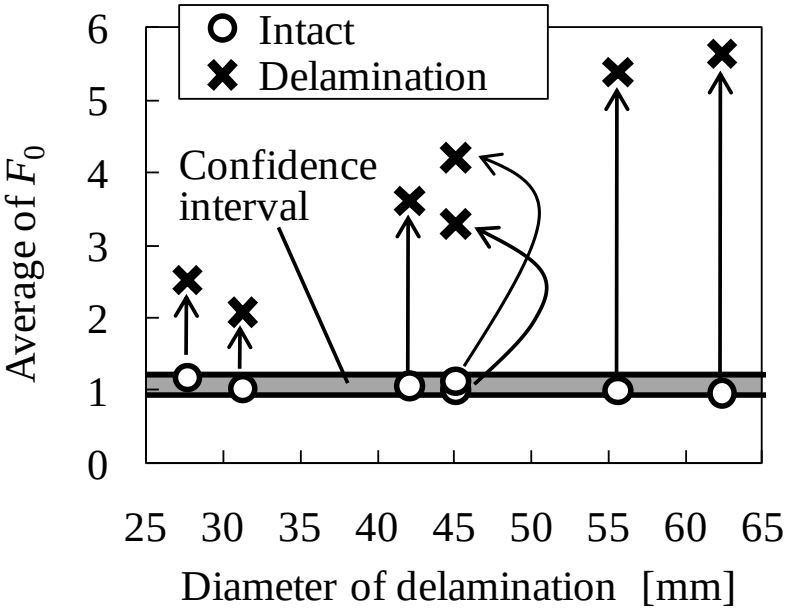


Fig. 4.26 The relation between average of F_0 and diameter of the projected damage area before and after inflicting delamination cracks subjected to quasi-static indentation loading.

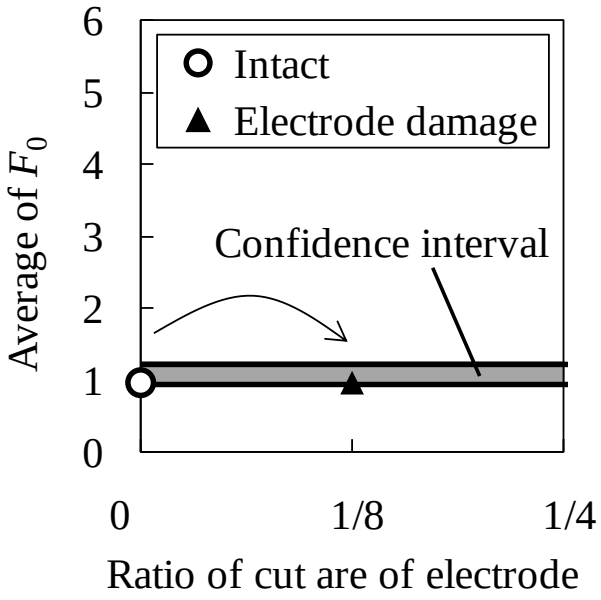


Fig. 4.27 Average of F_0 before and after cutting off eighth part of the positive electrode in segment 1.

4.4.3「4.4 節」のまとめ

CFRP 平板の埋没した層間はく離検出手法として抵抗熱を利用して抵抗温度特性を測定し，埋没はく離を有する CFRP 平板を用いて「健全データ利用の統計的はく離検出」を実験的に試みた．以下に得られた結果をまとめる．

(1) 「健全データ利用の統計的はく離検出」により少なくとも最大径 27.7 mm（C スキャン投影面積 261 mm^2）の, 準静的圧子押込み試験により付与した CFRP 積層板埋没層間はく離を検出できる.

(2) 「健全データ利用の統計的はく離検出」は 1/8 面積程の電極欠損の影響を受けない.

4.5 健全データ不要の統計的はく離検出

本節では，4.2.1.2 にて説明した「健全データ不要の統計的はく離検出」の有効性を実験的に検証する．CFRP 平板を用いて，炭素繊維の抵抗熱により構造に温度変化を与えた場合の電気抵抗変化を測定し，高温度域のデータ組と低温度域のデータ組を新 SI–F 法（4.2.1.2 参照）により比較することで，層間はく離を検出する．また，電極損傷およびデントの付与前後においても同様の試験を行い，それらが診断に及ぼす影響を評価する．

4.5.1 層間はく離検出原理

CFRP 積層構造の温度変化による電気抵抗変化は，炭素繊維の抵抗率変化によるものと，構造の熱変形によるピエゾ抵抗効果によるものに分けられる．前者は損傷が発生しても変化しないが，健全部とはく離部では層間の拘束の差異から温度変化時に異なる熱変形を生じるため，後者の抵抗変化量は層間はく離の影響を受ける．図 4.28 のように CFRP 積層構造を n 個の区間に分け，各区間の電気抵抗値 $R_1, R_2, \cdots, R_n$ を独立に測定できると仮定する．各区間を均一に加熱したとき，構造が健全であれば各区間の熱変形は等しいため，区間 n を基準とした抵抗変化比はすべて等しくなる．

$$\frac{\Delta R_1}{\Delta R_n} = \frac{\Delta R_2}{\Delta R_n} = \ldots = \frac{\Delta R_{n-1}}{\Delta R_n} = 1 \qquad (n \in \mathrm{N}) \qquad (4.30)$$

ここで ΔR_i (i = 1, 2, ⋯, n)は温度変化による抵抗変化量である．ただし実際には，区間ごとの電気伝導性のばらつきや区間寸法の差異により比は必ずしも 1 にならない. 式(4.30)は温度によらず成り立つため, 温度と抵抗変化比の関係は図 4.28（a）のようになり，低温度域と高温度域において各区間の抵抗変化量間の相対的な大小関係は変化しない．一方，区間 1 にはく離が発生すると他区間と抵抗変化量が異なる．

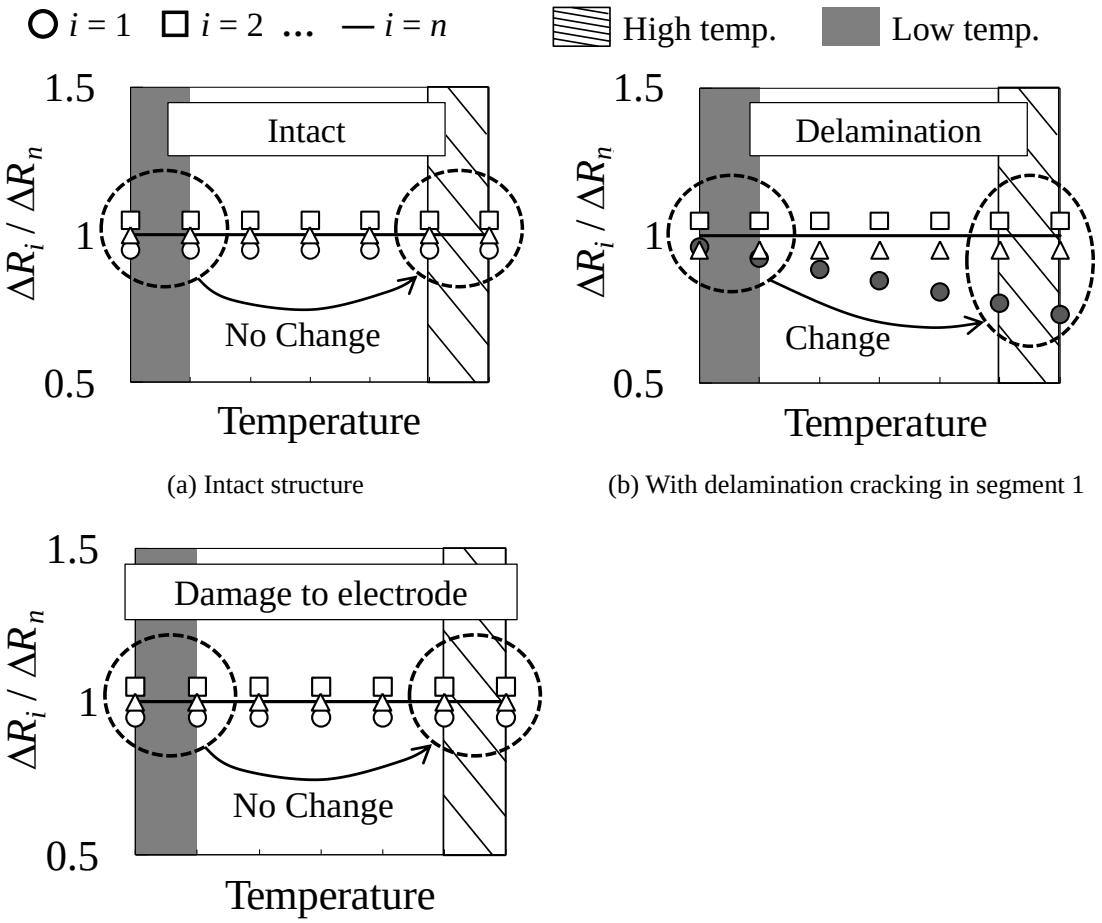
$$\frac{\Delta R_1}{\Delta R_n} \neq \frac{\Delta R_2}{\Delta R_n} = \ldots = \frac{\Delta R_{n-1}}{\Delta R_n} \qquad (4.31)$$

このとき低温度域と高温度域で関係が変化する（図 4.28 (b)）．この変化を統計的手法を用いて検出することで，健全データを要さずに層間はく離を検出可能と

なる．本節では各区間の関係を次式で近似する．

$$\frac{\Delta R_i}{R_i} = \alpha_0 + \alpha_1 \frac{\Delta R_1}{R_1} + \cdots + \alpha_{i-1} \frac{\Delta R_{i-1}}{R_{i-1}} + \alpha_i \frac{\Delta R_{i+1}}{R_{i+1}} + \cdots + \alpha_{n-1} \frac{\Delta R_n}{R_n} \qquad (4.32)$$

右辺は，室温状態の電気抵抗 $R_1, R_2, \cdots, R_n$ を基準とした電気抵抗変化率の一次結合であり，一次応答曲面と呼ばれる．関係性は係数数列$\{\alpha_n\}$により表わされる．二つの温度域から作製した二つの応答曲面の同等性を，分散性検定である F 検定（4.2.2 項参照）により判定する．電極が損傷した場合は，抵抗値そのものは変化するが，構造が健全である限り温度変化による抵抗変化量は変わらない（図 4.28 (c)）ため式(4.30)が成立する．したがって電極損傷を構造損傷と区別できる．



(a) Intact structure

(b) With delamination cracking in segment 1

(c) With damages to electrodes

Fig. 4.28 Schematic figure of ratios of the changes in electrical resistance to those of segment *n*.

4.5.2 実験的検証

本章の実験では，試験片，電極配置，電気抵抗変化率の多区間同時測定および抵抗加熱システムは 4.4 節と同じであるため説明を省く．

4.5.2.1 損傷の種類

付与する損傷については 4.4 節と異なる部分がある．「健全データ不要の統計的はく離検出」の検出対象は下記 6 種とした．

1. 圧子の準静的押込みによる層間はく離
   区間 1 に圧子を準静的に押込み層間はく離を付与する．圧子径や支持治具の内径を変えて様々な寸法の層間はく離を有する試験片を 6 枚作製する．
2. 電極欠損
   図 4.29 のように区間 1 の電流負荷電極を，1/8, 2/8, 3/8, 4/8 と段階的に切り取り，欠損させていく．欠損により抵抗温度特性が変化しないことを実験的に確認することを目的とする．

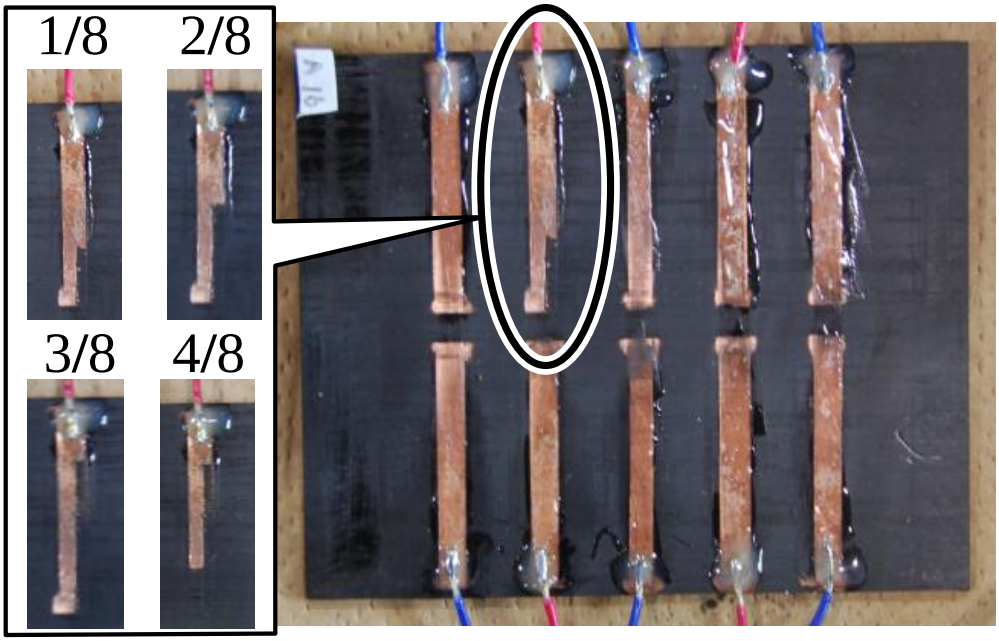


Fig. 4.29 Gradual increase in the chip of the positive electrode in segment 1.

3. 圧子の準静的押込みによるデント（構造表面の塑性変形）

層間はく離発生の原因となる面外方向荷重は，構造表面にデントを生じさせる．CFRP 積層構造の機械特性は層間はく離により著しく低下するが，デントによる低下は小さいと考えられ許容できる場合が多い．したがって損傷検出手法には，層間はく離を伴わずに発生したデントと，層間はく離を区別可能であることが望まれる．そこで圧子を準静的に押込み CFRP 構造にデントのみを与える．層間はく離の発生を抑制するため，図 4.30 のように試験片の底面全面の厚さ方向変位を拘束し，さらに試験片底面と治具の間にゴムシートを挿入する．電極設置面の区間 1 左側中央に直径 9.0 mm の球形の圧子を押込み，デントを発生させる．島津製作所製オートグラフ（AG–I 100kN）を用い，ロードセルにより計測される荷重が 1.5 kN に達するまでクロスヘッドを 0.5 mm/min の速度で押込む．

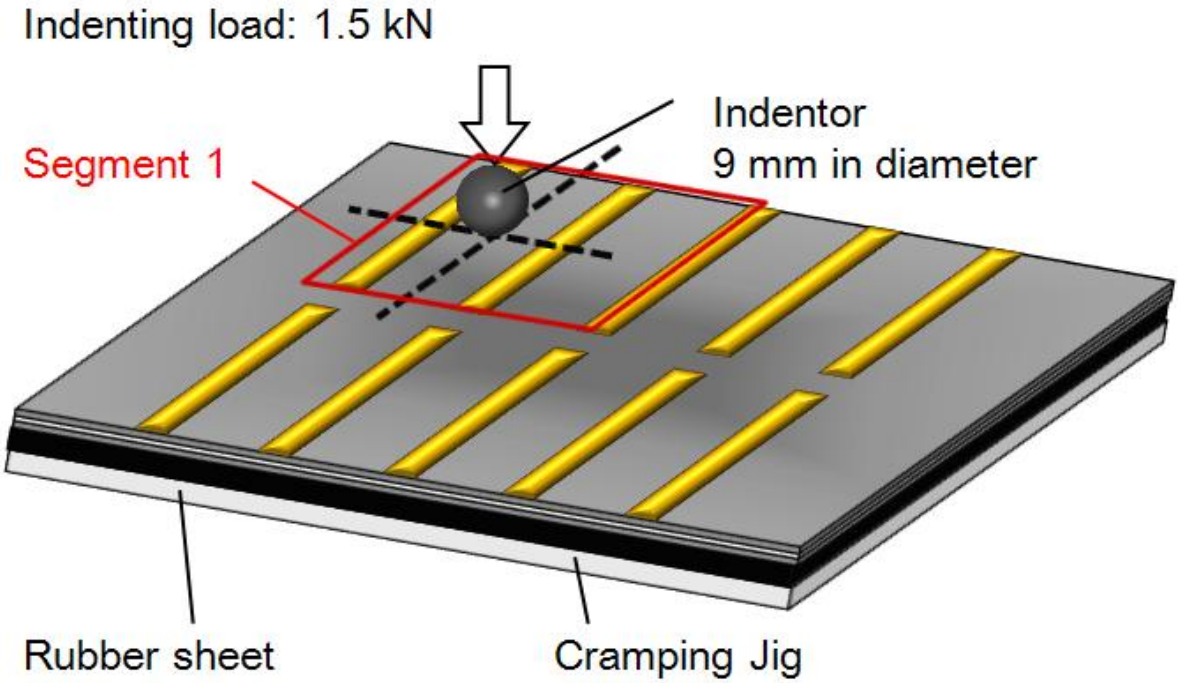


Fig. 4.30 Quasi–static indentation test for inflicting a dent not accompanied by delamination on segment 1.

4. 模擬成形欠陥

本手法は健全材のデータを用いずに損傷を検出可能であるため，構造の初期欠陥検査（製品検査）にも原理上，適用可能である．初期欠陥として，図 4.31 のように積層板の第 1 層と 2 層の間に，電気絶縁体であるテフロン製のシート（厚さ 0.05mm）を二つ折りにして挿入することで成形欠陥を付与した．CFRP の成形法にプリプレグを用いるものがある．プリプレグとは，炭素繊維に樹脂を含浸させたシート状のものであり，これを積層し硬化させる．プリプレグは保護フィルムに覆われ保管されている．電気絶縁体シートの挿入は，プリプレグの積層時に誤ってその保護フィルムの一部が層間に混入してしまった場合を模擬している．層間はく離と同様，異物混入により層間拘束が局所的に開放されるため，健全部とは異なる熱変形性向および異なる抵抗温度特性を示すと考えられる．したがって，本手法による検出可能性が見込まれる．

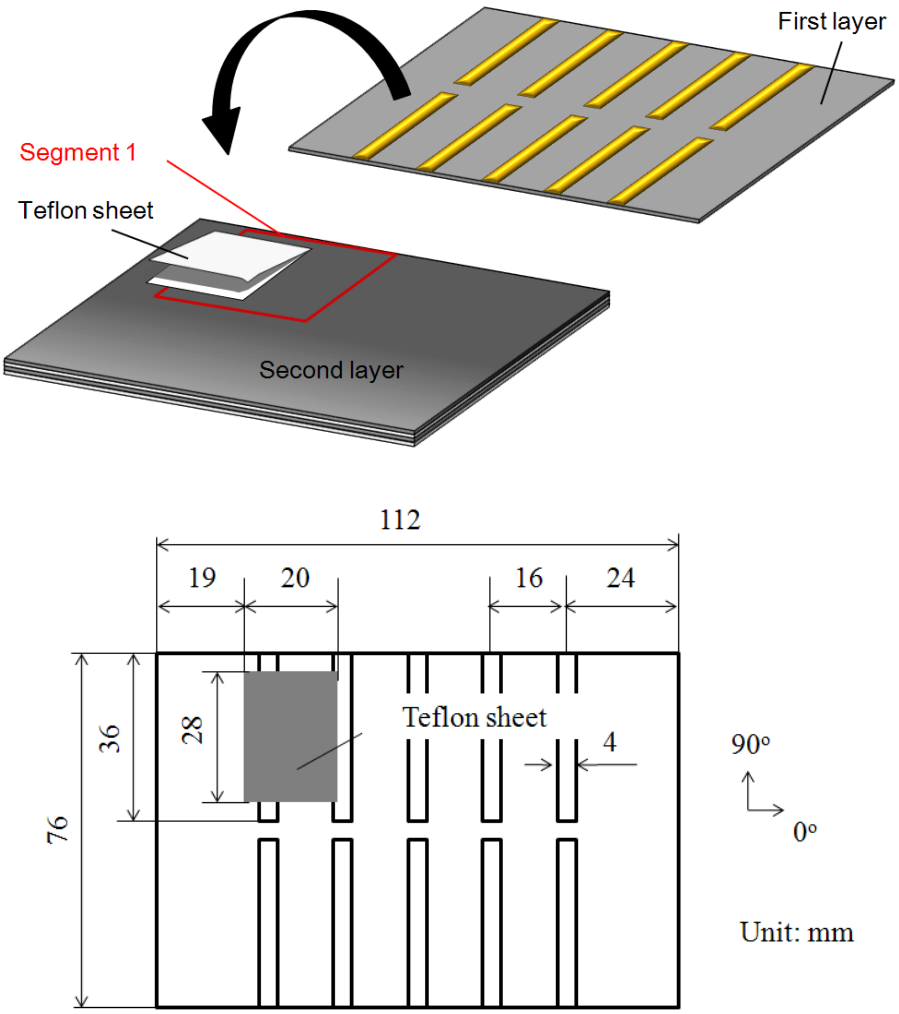


Fig. 4.31 Initial defect caused by a teflon sheet embedded into the interlaminar region between the first and the second layer.

5. 落錘衝撃による層間はく離

実機構造の層間はく離は衝撃荷重（動的荷重）により生じる場合が多い．一般的に繊維強化複合積層板では，低速衝突により生じる損傷と静的荷重による損傷の形態に大差はないといわれている．しかし例えば，層間はく離発生の原因となる面外方向荷重が生じさせるデント（面外方向の塑性変形）は，ひずみ速度に依存して変化する可能性がある．また，衝撃損傷は静荷重損傷に比べて多くの繊維破断を伴うことがわかっている．これらが CFRP 構造の抵抗温度特性に及ぼす影響は不明である．したがって，本手法の実用化には，衝撃荷重による損傷を対象とした検証実験が不可欠である．実機構造の衝撃損傷を模擬するために，図 4.32 のように CFRP 試験片の中央に落錘の低速衝撃を付与し，本手法による衝撃損傷検出が可能であるかを検証する．衝撃子を電極設置面に落下させる場合と，裏面に落下させる場合の二通りの試験を行う．下端に直径 12.7 mm の半球を持つ棒状の衝撃子（1.345 kg）をガイドに沿って 222 mm の高さから垂直に落下させる．衝撃エネルギを衝撃子重量と落下距離の積とすると 2.93 J （単位厚さ当たり 1.72 J/mm）となる．ただし衝撃後に衝撃子はある程度の高さまで跳ね上がるので，構造に付与されるエネルギは 2.93J 未満となる．通常の衝撃試験では，試験片の四辺を固定する．しかし，本試験片は電極を有している．そこで，電極部を固定することを避け，二辺の固定のみとした．

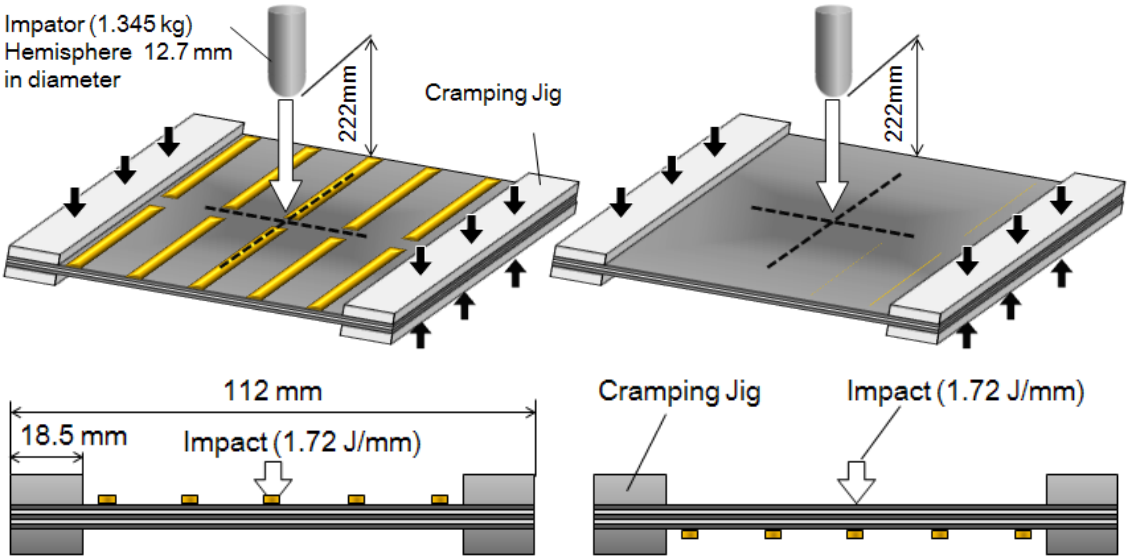


Fig. 4.32 Falling weight impact test for inflicting damages including delemination cracks to CFRP structures.

6. 落錘衝撃による電極損傷

「2. 電極欠損」は電極の一部を切り取るというものであり，電極と CFRP 構造界面の接触抵抗変化による診断への影響を評価することが目的であった．実機では，小さな衝撃荷重（構造損傷を生じさせない）による電極の CFRP 構造からのはく離などが考えられる．また，電極は樹脂に覆われ保護されているが，この電極保護樹脂の耐衝撃性は不明である．そこで，電極上に，構造損傷を生じさせない低エネルギ衝撃を与え，層間はく離を生じさせずに電極接触部に損傷を与えることを考える．図 4.33 のように試験片両端を幅方向にわたって固定し（破線は固定治具を示す），区間 1 の陽極中央に 1.345 kg の衝撃子を 38.7 mm の高さから落下させて 0.51 J（0.30 J/mm）の衝撃を与える．これは，層間はく離の付与を目的とした衝撃エネルギの 2 割以

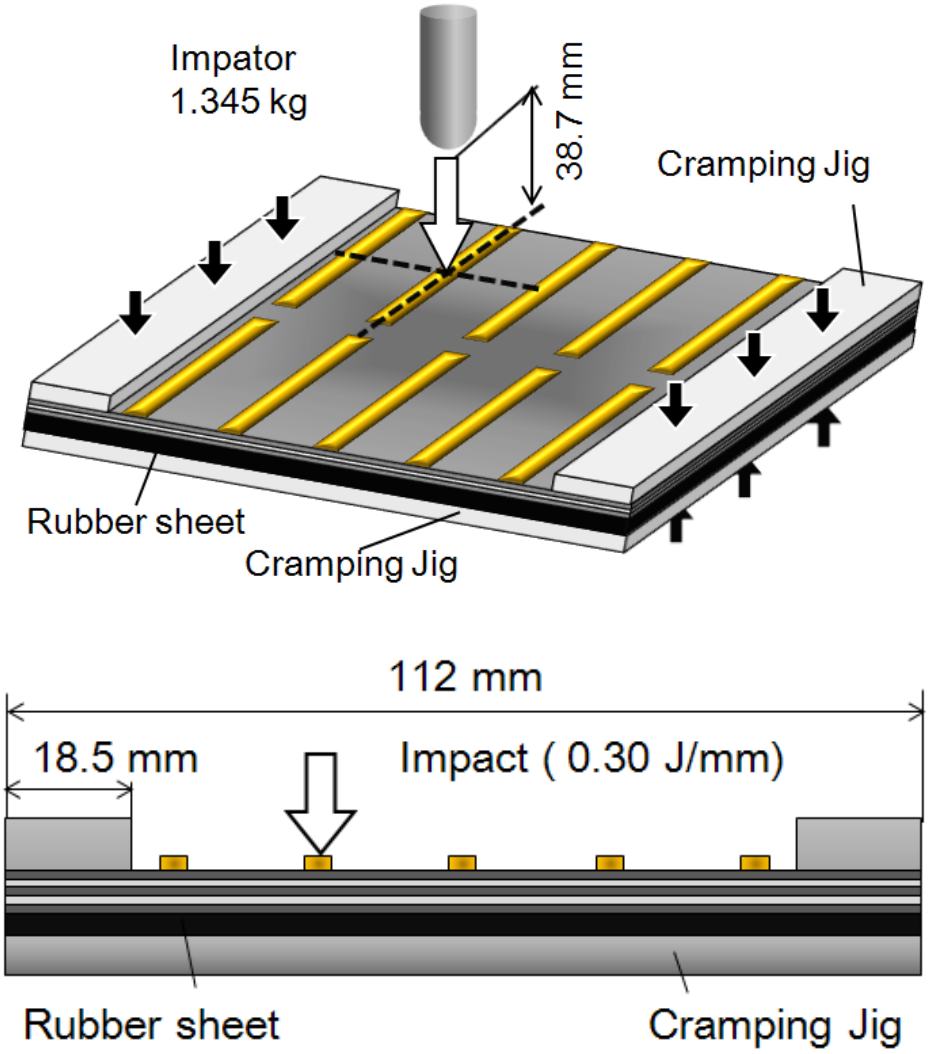


Fig. 4.33 Falling weight impact test for applying damage to an electrode of segment 1 without initiating delamination cracks.

下である．ただし，層間はく離を生じさせない衝撃エネルギの値が不明確であったため，試験片の底面全面の厚さ方向変位を拘束し，さらに試験片底面と治具の間にゴムシートを挿入することで層間はく離の発生を抑制する．同様の衝撃を 3 度与え，衝撃付与毎に電気特性を測定する．

上記の各種損傷を付与する前後の試験片を，運用許容温度90 ºCを超えない程度に抵抗加熱する（各電流負荷電極に負荷する電流は6.5–7.0 A程度，電圧は0.35 V程度となる*）．4分間の抵抗加熱により定常状態に達した試験片の表面温度分布をサーモグラフィ（Mobir®*M3*）により撮影した結果を図4.34に示す．CFRP表面の最大温度は82 ºCであった．本試験片に用いたCFRPの運用許容温度は90ºCである．CFRP構造内の電流量および抵抗発熱量はともに第一層が最も大きいことから，構造内の最大温度は90ºCを超えていないと推察できる．5章と同様に，加熱電流を停止した後の構造温度降下中に，ブリッジ回路を用いて区間1, 2, 3, 4の電気抵抗変化率を同時に測定する．ブリッジ電圧を1 Vとし，サンプリング周波数50Hz，ローパスフィルタ10 Hzとした．加熱と測定は各損傷付与前後においてそれぞれ5回行う．

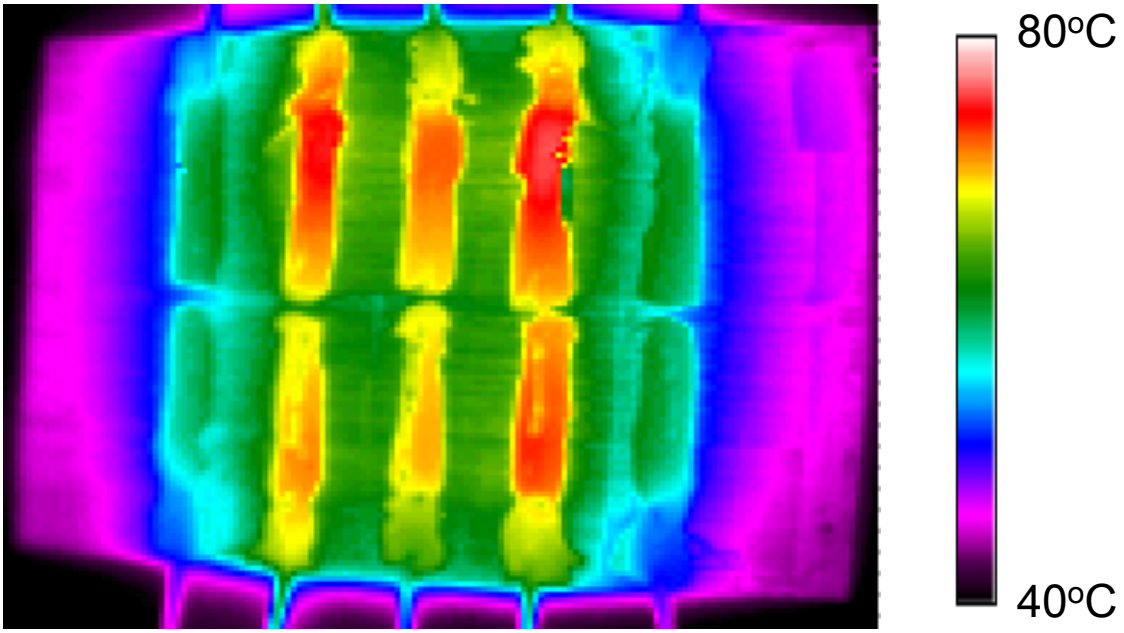


Fig. 4.34 Measured temperature distribution of the specimen surface right after heating by IR camera.

* 4.4 節の「健全データ利用の統計的はく離検出」の検証実験よりも大きな電流を用いる理由は，構造の昇温幅を大きくして高温度域と低温度域との温度差を大きくすることで，はく離による局所的な抵抗温度特性の変化量を大きくし，高温度域と低温度域における四区間の電気抵抗変化率間の関係性変化を検出可能なほど大きくするためである．

4.5.2.2 F 検定による応答曲面の同等性検定

各電流負荷電極に 6.5–7.0 A の定電流を負荷し，定常になるまで抵抗加熱したのち，温度降下中に抵抗変化を測定する．加熱停止直後の 10 秒間（高温度域）と 50–60 後（低温度域）に測定した四区間の抵抗変化率から応答曲面をそれぞれ作製し，両者の同等性を F 検定により判定する．本手法では，検定統計量 F_0 を繰り返し計算し，その平均値から同等性を判定する[4.19]．各試験片に対し，サンプリング周波数 50Hz で 5 回測定を繰り返し, 2500 組（10 sec×50 Hz×5 times）のデータ組から無作為に 10 組を選んで作製した応答曲面から F_0 を算出する. 式（4.32）において $i = 1, 2, 3, 4$（本試験片は四区間を有しているため $n = 4$ である）と変えて，それぞれ 5 回ずつ F_0 を計算し，計 20 回の計算から $\overline{F}$（F_0 の平均値）を求める．二つの応答曲面が同等である場合，$\overline{F}_0$ は中心極限定理によりある確率で不等式（4.33）を満たす.

$$E(F_0) - z\frac{\sigma(F_0)}{\sqrt{r}} < \overline{F}_0 < E(F_0) + z\frac{\sigma(F_0)}{\sqrt{r}} \tag{4.33}$$

ここで

$$E(F_0) = \frac{m-2p}{m-2p-2} \tag{4.34}$$

$$\sigma^2(F_0) = \frac{2(m-2p)^2(m-p-2)}{p(m-2p-2)^2(m-2p-4)} \tag{4.35}$$

であり，応答曲面の係数の総数である p は 4 ，二つの応答曲面の作製時に選択するデータ組の総数 m は 20 である．z として $\overline{F}_0$（F_0 の平均値）の信頼区間 99% における値を用いると式（4.33）は以下のようになる.

$$0.55 < \overline{F}_0 < 1.85 \tag{4.36}$$

この検定を，層間はく離の付与前後，電極損傷の付与前後，および成形欠陥を有する試験片に対して，それぞれ行う.

4.5.2.3 結果

健全な試験片を抵抗加熱したのちの，室温放熱時の四区間の抵抗変化率の比

$$(\Delta R_i / R_i)/(\Delta R_4 / R_4) \qquad (i = 1,2,3) \tag{4.37}$$

の実測結果を図 4.35 に示す．健全構造では温度降下による抵抗変化量が等しいため四区間の関係は変化していない．図中に斜線枠で示した高温度域と，灰色枠で示した低温度域の四区間の関係同等性を F 検定で判定した結果を図 4.36 に示す．横軸は試験片番号，縦軸は F_0 の平均値である．灰色の帯は式（4.36）に示される平均 F_0 の信頼区間であり，この区間内では構造は健全であると判定される．6 枚の試験片すべてに対し構造は健全であるという正しい結果が得られた．

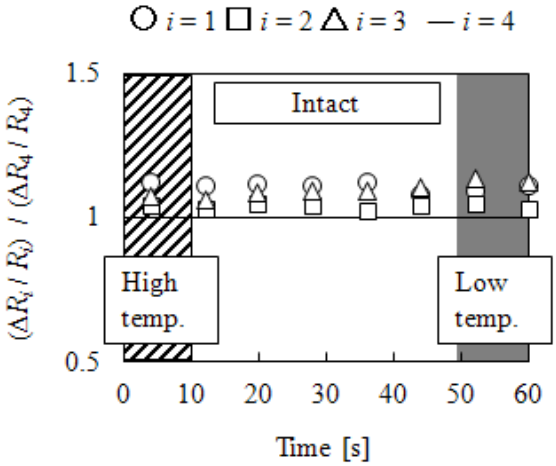


Fig. 4.35 Ratios of the fractional changes in electrical resistance to those of segment 4 obtained from the typical intact specimen.

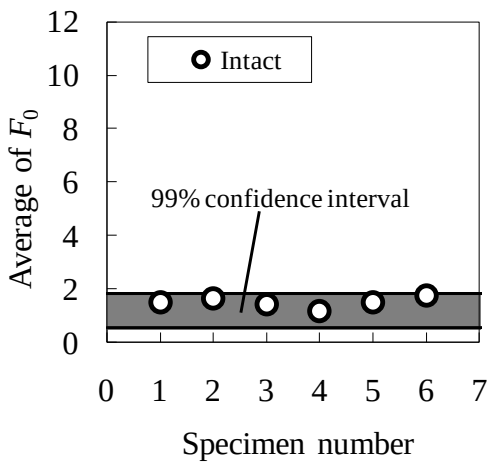


Fig. 4.36 Average of F_0 of each intact specimen.

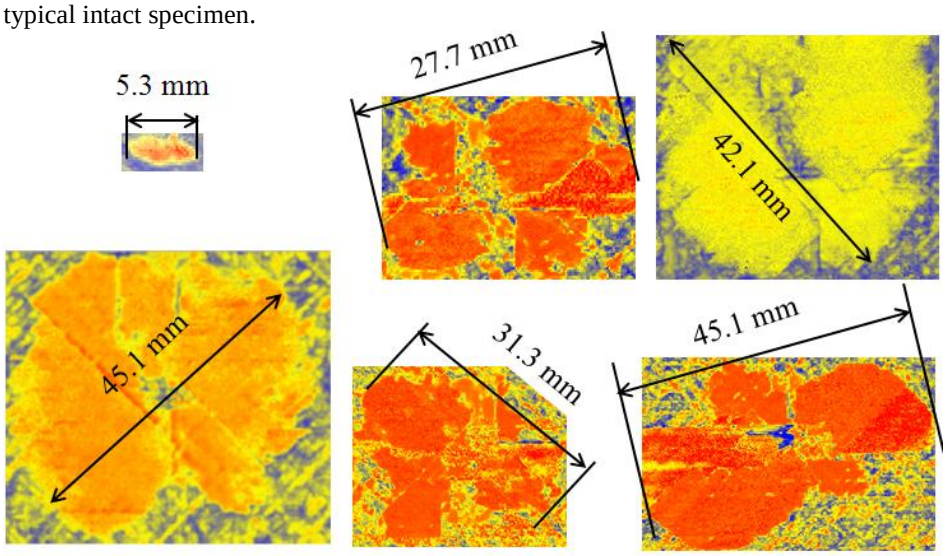


Fig. 4.37 The images of projected damage areas of each specimen revealed after the impact test by the ultrasonic C–scan.

以下に，各種損傷付与後の CFRP 試験片の実験結果について述べる．

1. 圧子の準静的押込みによる層間はく離

超音波探傷装置により撮影した，区間 1 に生じた層間はく離の C スキャン投影画像を図 4.37 に示す．超音波探傷法の C スキャン投影画像の最大径が 5.3 mm から 45.1 mm までの大小様々な大きさを有する層間はく離が確認された．例として最大径 5.3mm, 27.7 mm, 45.1 mm の層間はく離発生時の室温抵抗変化を図 4.38 に示す．層間はく離により室温抵抗は増加し，損傷の規模が大きいほど変化は大きい．従来診断手法は，このような損傷発生前後の抵抗変化を利用することから初期欠陥検査に適用できないため，本手法では，温度変化に伴う電気抵抗変化率の比を（図 4.39）を診断に利用する．層間はく離を付与した区間 1 の挙動は他区間と異なり，高温域と低温域で四区間の関係が変化している．層間はく離発生前後の F 検定の結果を図 4.40 に示す．横軸は層間はく離の最大径である．層間はく離の発生に伴い，平均 F_0 は上昇し，大きな層間はく離ほど F_0 の上昇量が顕著である．様々な大きさの層間はく離を付与した 6 枚の試験片に対して損傷の発生を正しく判定し，少なくとも最大径 5.3 mm の埋没層間はく離を検出可能であることが示された．平均 F_0 を投影はく離面積について整理したものを図 4.41 に示しておく．

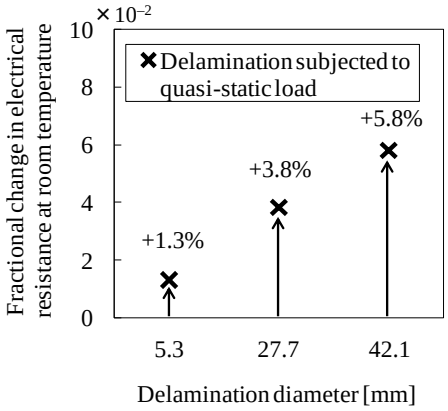


Fig. 4.38 Fractional change in electrical resistance at room temperature of segment 1 caused by the delamination.

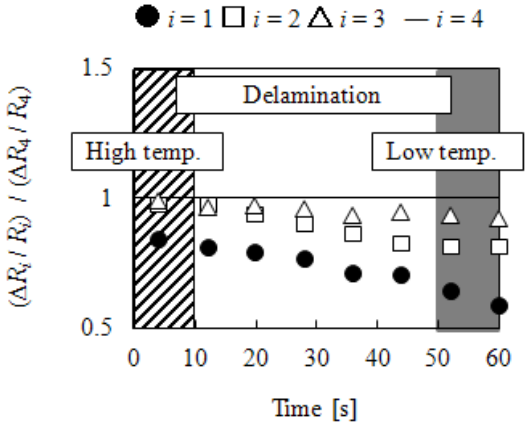


Fig. 4.39 Ratios of the fractional changes in electrical resistance to those of segment 4 after inflicting delamination cracks subjected to quasi-static indentation loading.

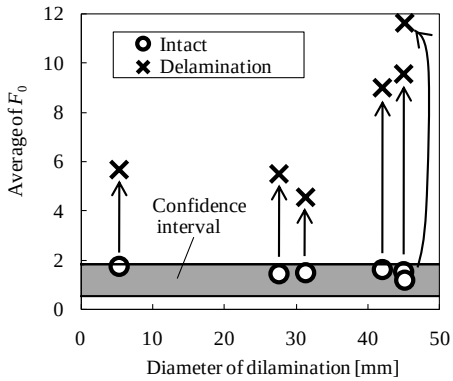


Fig. 4.40 The relation between average of F_0 and diameter of projected damage area before and after inflicting delamination cracks subjected to quasi-static indentation loading.

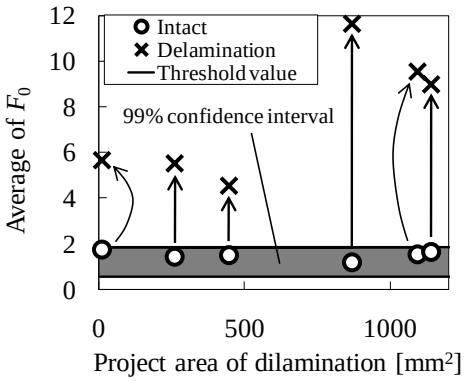


Fig. 4.41 The relation between average of F_0 and projected damage area before and after inflicting delamination cracks subjected to quasi-static indentation loading.

2.　電極欠損

区間1の電流負荷電極を，1/8, 2/8, 3/8, 4/8と段階的に欠損させていき，室温状態の電気抵抗変化を測定した結果を図4.42に示す．欠損面積の増大に伴い電気抵抗は徐々に増加し，図4.38に示した層間はく離と同程度の抵抗変化を生じた．室温抵抗を利用する従来手法では，このような構造の健全性と無関係の抵抗変化は誤判定につながる危険性がある．2/8 面積の電極欠損付与後の，温度変化に伴う電気抵抗変化率の比を図4.43に示す．電極を欠損させた区間1は他区間と同様の抵抗温度特性を示しており，高温度域と低温度域において四区間の関係性は変化していない．F検定結果を図4.44に示す．3/8 面積以下の電極欠損がF検定結果に影響を与えない（F_0を上昇させない）ことを確認した．4/8 面積の欠損は表面繊維方向に貫通している部分があり，電流経路が大きく変化するため，他区間と異なる挙動を示して四区間の関係性が変化して誤判定を下したと考えられる．

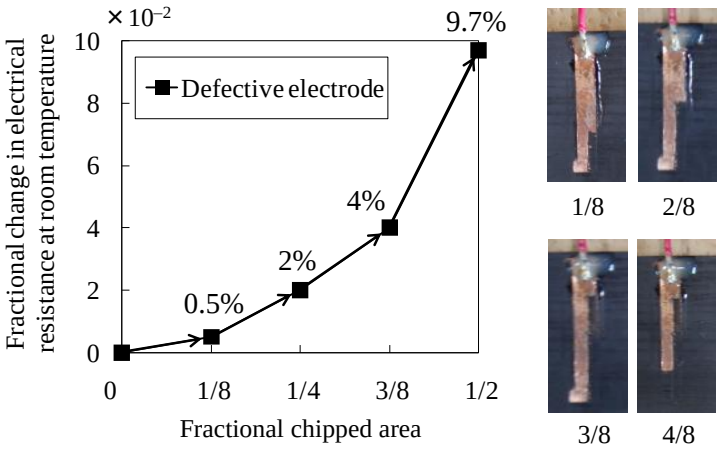


Fig. 4.42 The gradual increase in electrical resistance at room temperature of segment 1 owing to the increase in chip of the electrode.

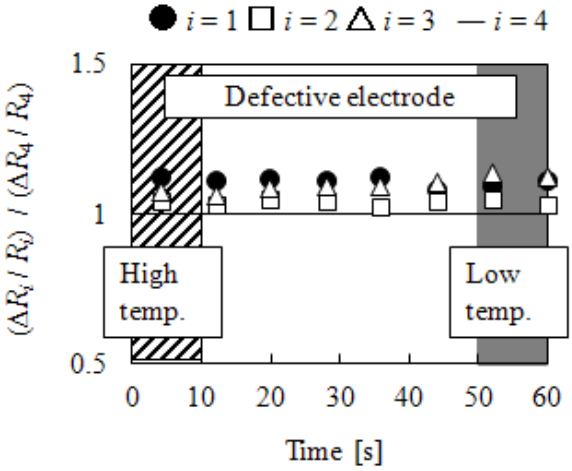


Fig. 4.43 Ratios of the fractional changes in electrical resistance to those of segment 4 after cutting off a quarter of the electrode of segment 1.

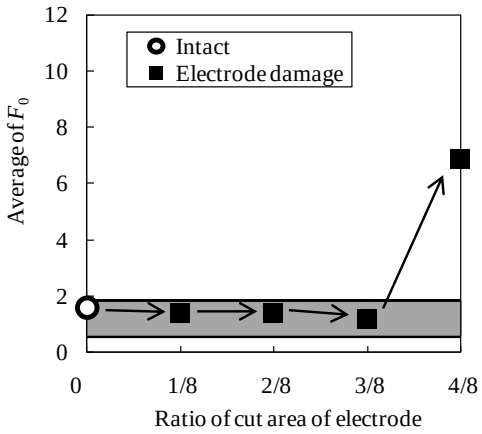


Fig. 4.44 The relation between average of F_0 and chip of the electrode of segment 1.

3. 圧子の準静的押込みによるデント

圧子の押込部には深さ 35 μm 程のデントが生じていた．超音波探傷 C スキャン投影画像を図 4.45 に示す．押込部周辺には，内部欠陥は生じていないようであった．圧子押込み時に生じた区間 1 の室温抵抗変化を図 4.46 に示す． –0.12%ほどの変化を生じており，従来手法ではこのような微小な抵抗変化であっても誤判定につながる危険性がある．デント付与後の四区間の温度変化に対する電気抵抗変化量の関係を図 4.47 に，F 検定結果を図 4.48 に示す．準静的圧子押込により付与したデントは CFRP 構造の抵抗温度特性を大きく変化させることはなく，F 検定結果に影響を与えない（F_0 を上昇させない）ことが示された．

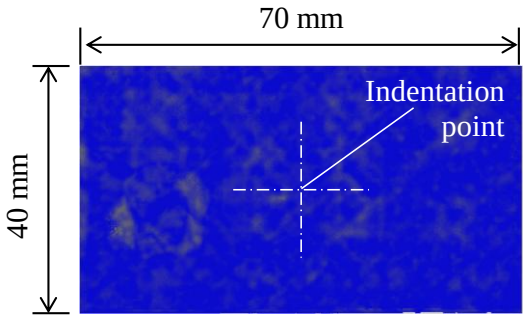


Fig. 4.45 The ultrasonic C-scan image taken from the region near the indented area.

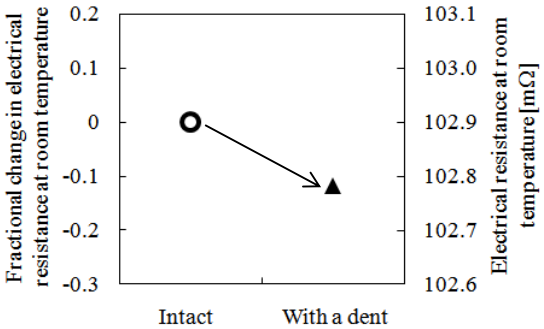


Fig. 4.46 Fractional change in electrical resistance at room temperature of segment 1 owing to a dent.

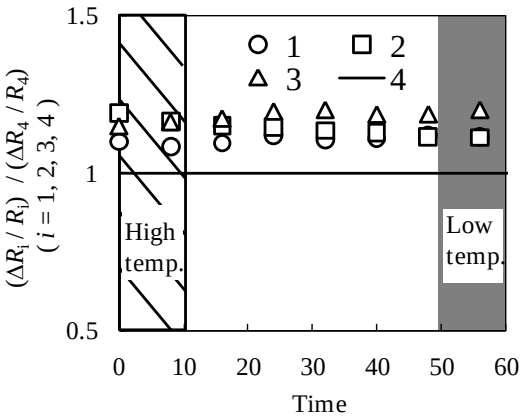


Fig. 4.47 Ratios of the fractional changes in electrical resistance to those of segment 4 after an indentation occurred subjected to a quasi-static load in segment 1.

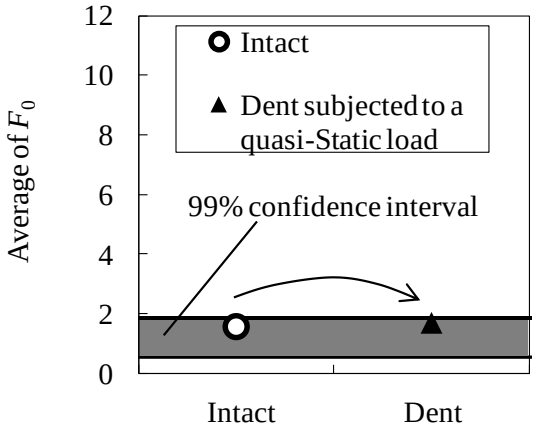


Fig. 4.48 Average of F_0 before and after a dent occurs subjected to a quasi–static load in segment 1.

4.　模擬成形欠陥

20 mm ×28 mmの絶縁体シートを区間1の層間に挿入して模擬した成形欠陥有する試験片の，四区間の温度変化に対する電気抵抗変化量の関係を図4.49に示す．区間1と3に変化がみられた．これは，損入したシートにより層間の拘束が局所的に開放されるため，層間はく離と同様に局所的な熱変形性向の変化が生じたことに起因すると考えられる．区間3にも影響が及んでいるのは，三電極配置法（4.3.1.2参照）による各区間の電気的分離が完全ではないためであると思われる．F検定結果を図4.50に示す．F_0の平均値は信頼区間外を大きく上回る値をとっており，模擬成形欠陥のような損傷をも検出可能であることを確認した．本手法の，従来手法では不可能であった初期欠陥検査（製品検査）への適用可能性についても期待を持つことができる．

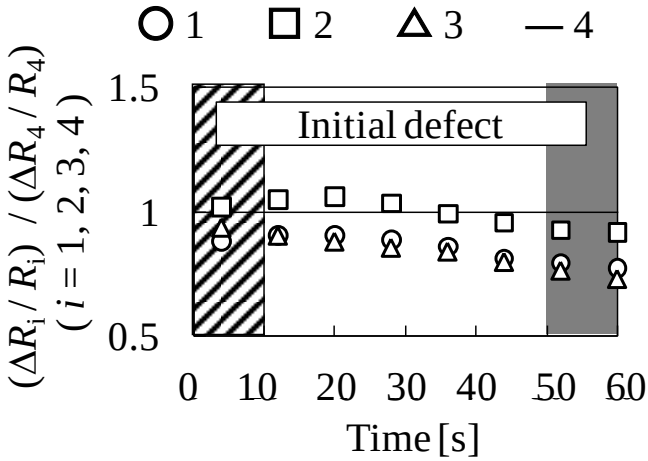


Fig. 4.49 Ratios of the fractional changes in electrical resistance to those of segment 4 obtained from the specimen that has a teflon sheet embedded into the interlaminar region between the first and the second layer.

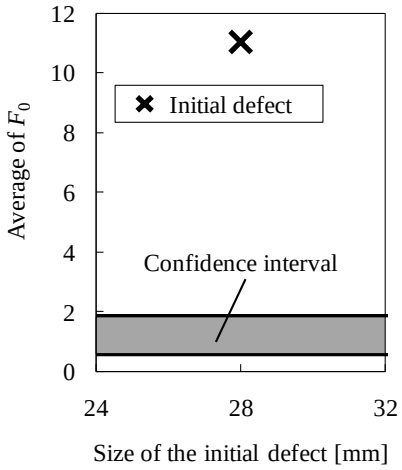
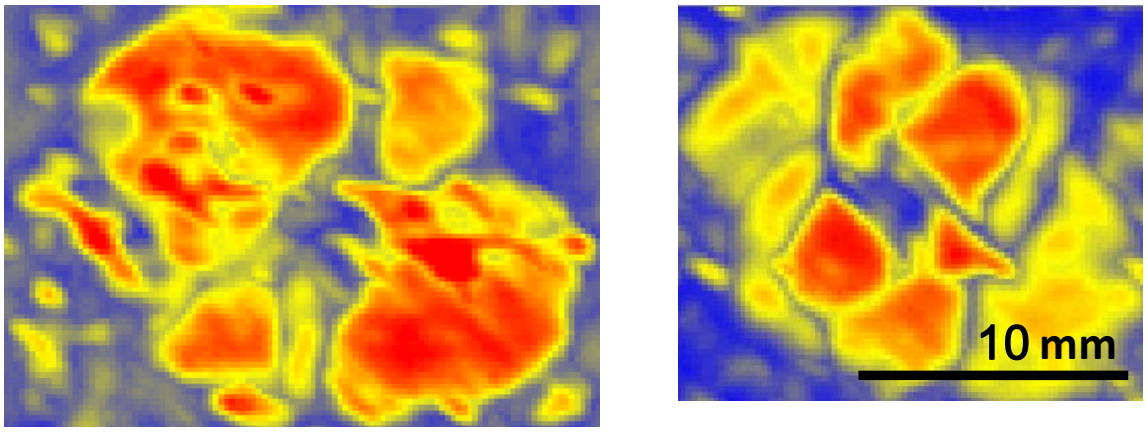


Fig. 4.50 Average of F_0 of the specimen that has a teflon sheet embedded into the interlaminar region between the first and the second layer.

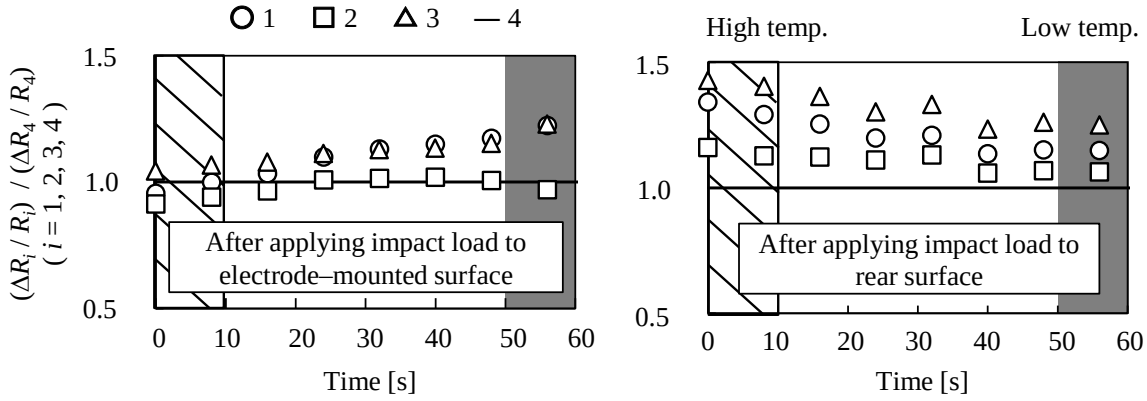


(a) Impact on the electrode-mounted surface　　(b) Impact on the rear surface

Fig. 4.51 The images of projected damage areas revealed after the impact test by the ultrasonic C-scan: (a) the specimens impacted (1.72 J/mm) from the electrode-mounted surface; (b) that from the rear surface.

5. 落錘衝撃による層間はく離

超音波探傷による C スキャン画像を図 4.51 に示す．電極設置面および裏面に衝撃を付与した試験片が生じた層間はく離はそれぞれ，最大径 18.8 mm（投影面積 138 mm^2 ），最大径 13.5 mm（投影面積 105 mm^2）であり，衝撃点には，「1. 圧子の準静的押込みによる層間はく離」付与時にはみられなかった深いデント（深さ 35μm 程）が発生していた．四区間の温度変化に対する抵抗変化量の関係を図 4.52 に示す．左から順に，電極設置面から衝撃荷重を付与した構造，裏面から衝撃荷重を付与した構造の結果である．どちらの場合も，高温域と低温域では四区間の関係性が変化している．層間はく離は四区間すべてに渡っているため，多くの区間にその影響が現れている．F 検定結果を図 4.53 に示す．横軸は投影層間はく離部の最大径である．表裏どちらの面から衝撃荷重を受けた場合にも，少なくとも最大径 18.8 mm（投影面積 138 mm^2）程の衝撃損傷を正しく検出可能であることを確認した．平均F_0を投影層間はく離の面積について整理したものを図4.54に示しておく．



(a) Impact on the electrode–mounted surface　　(b) Impact on the rear surface

Fig. 4.52 Ratios of the fractional changes in electrical resistance to those of segment 4 after applying an impact load of 1.72 J/mm: (a) on the electrode–mounted surface; (b) on the rear surface.

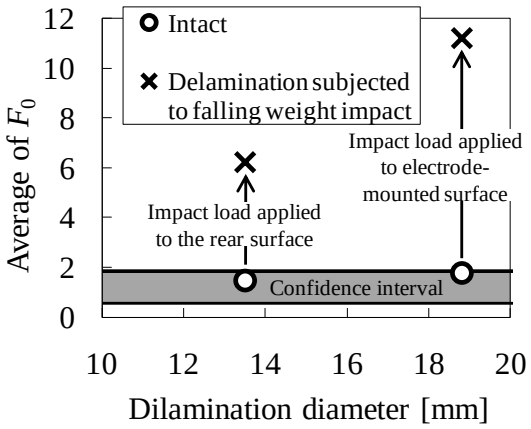


Fig. 4.53 The relation between average of F_0 and diameter of projected damage area before and after inflicting delamination cracks subjected to quasi-static indentation loading.

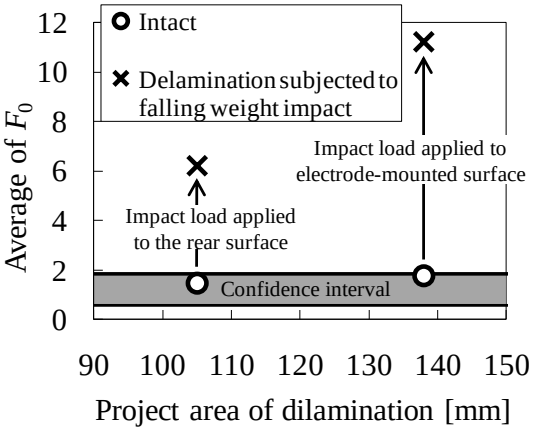


Fig. 4.54 The relation between average of F_0 and projected damage area before and after inflicting delamination cracks subjected to quasi-static indentation loading.

6. 落錘衝撃による電極損傷

目視検査および超音波探傷の結果，落錘衝撃により電極周辺にはデントや内部欠陥などの構造損傷は生じていなかった．落錘衝撃時に生じた区間 1 の室温電気抵抗変化を図 4.55 に示す．わずかずつではあるものの，衝撃を受ける度に電気抵抗が増加し，3 度の衝撃により計 0.22%上昇した．断面の顕微観察結果（図 4.56）から，この抵抗増加は CFRP と電極界面に微小なはく離が発生したためであることがわかった．これらの微小な室温抵抗の変化により従来電気抵抗変化法は誤判定を下す危険性がある．電極損傷付与後の四区間の温度変化に対する電気抵抗変化率の比を図 4.57 に，F 検定結果を図 4.58 に示す．電極のはく離は抵抗温度特性を大きな影響を与えず，3 度の衝撃付与後においても異常なしという判定結果が得られた．このような構造損傷を生じさせない小さな衝撃を繰返し受けても，提案手法の診断結果は影響を受けないことが期待できる．

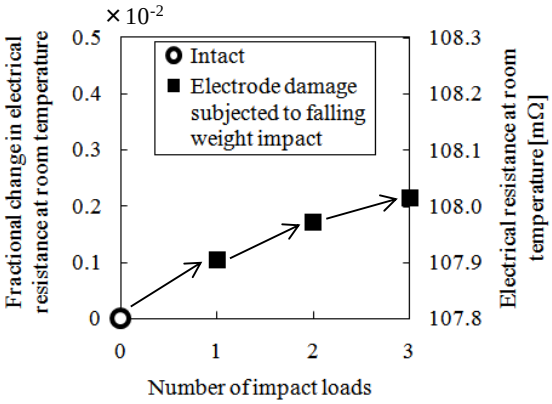


Fig. 4.55 Fractional change in electrical resistance at room temperature of segment 1 owing to electrode damage subjected to impact loads.

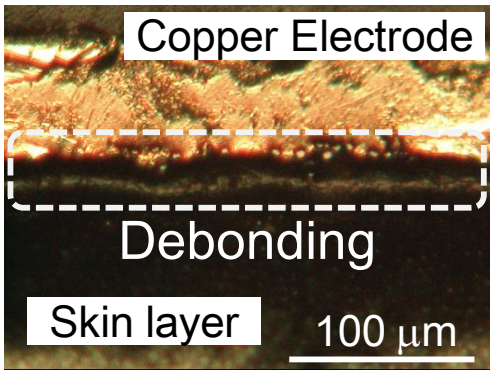


Fig. 4.56 Micrograph taken from the interfacial region between the skin layer and the copper electrode on the cross section after applying three impact loads (0.30 J/mm) on the electrode.

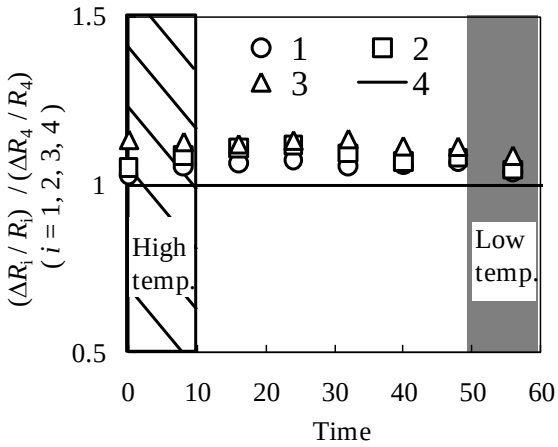


Fig. 4.57 Ratios of the fractional changes in electrical resistance to those of segment 4 after applying three impact loads on the electrode of segment 1.

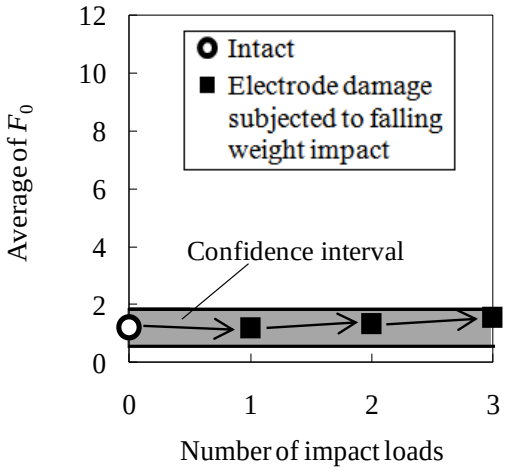


Fig. 4.58 The relation between average of F_0 and the number of impact loads applied on the electrode of segment 1.

4.5.3「4.5 節」のまとめ

抵抗温度特性を利用し，温度変化時の電気抵抗を比較することで健全材のデータなしで，電極損傷の影響を受けずに CFRP の積層板層間はく離を検出する「健全データ不要の統計的はく離検出手法」を新たに提案し，実験的にその有効性を検討した．得られた知見を以下に示す．

(1) 提案手法により，健全材のデータを用いずに，少なくとも最大径 5.3 mm（C スキャン投影面積 11.5 mm^2）の，圧子の準静的押込みにより付与した埋没層間はく離を正しく検出可能である．本章の目的は，投影面積 300 mm^2 の層間はく離を検出することであったため，提案手法は十分なはく離検出能力を有しているといえる．

(2) 電極欠損は層間はく離の発生時と同程度の室温抵抗変化を生じさせるため，従来手法では誤判定の原因となる．しかし表面繊維方向に貫通しない電極欠損であれば，抵抗温度特性を変化させないため提案手法の診断に影響を及ぼさない．

(3) 層間はく離などの内部欠陥を生じずに発生した，深さ 35 μm の静的押込みによるデントは，抵抗温度特性を大きく変化させず，提案手法の診断に影響を及ぼさない．

(4) 提案手法により, 20 mm×28 mm の絶縁体シートを層間に挿入して模擬した成形欠陥を検出可能である．

(5) 提案手法により，表裏どちらの面から衝撃荷重を受けた場合にも，少なくとも最大径 18.8 mm（C スキャン投影面積 138 mm^2）の衝撃損傷を正しく検出可能である．

(6) 電極部に構造損傷を生じない小さな衝撃荷重を与えると，電極は局所的に CFRP 構造からはく離し，接触抵抗を増加させるため，従来手法では誤判定の原因となる．しかし，電極のはく離は抵抗温度特性を変化させないため，このような小さな衝撃を繰返し受けても，提案手法の診断に影響を及ぼさない．

4.6 結言

複合材製航空機に発生した衝撃損傷を効率的に検知する二段階診断のステップ 2 にあたる「抵抗温度特性利用の狭域層間はく離検出」を提案した．層間はく離による CFRP 構造の抵抗温度特性変化を利用することで, 電極損傷や周囲環境変動などの影響を受けにくい新しい統計的診断法を提案した. 電気抵抗変化法において長らく問題視されていた電極損傷による誤判定を抑制し，また，健全状態のデータを要さない損傷検出を実現することで，さらなる低コスト化，さらなる用途拡大を図った．提案手法にて必要とされる，抵抗温度特性の測定方法を提案し，実験的および解析的に有効性を確認した.

以下に得られた知見を示す.

(1) 陽極を二つの接地電極で挟む三電極区間を CFRP 構造表面に作成することで, 区間外への漏れ電流を十分に低減できるため，複数の区間を有する CFRP 板構造の，各区間の電気抵抗を独立かつ同時に測定できる.

(2) ブリッジ電圧電源を熱的に安定させ，4 辺に継電器を有さないブリッジ回路を用いることで，炭素繊維による抵抗熱による構造自己加熱の直後から，電気抵抗変動の正確な測定が可能となる.

(3) CFRP 構造の層間はく離による抵抗温度特性変化を利用する「健全データ利用の統計的はく離検出」により
- 少なくとも最大径 27.7 mm（C スキャン投影面積 261 mm^2）の，圧子の準静的押込みにより付与した埋没層間はく離を正しく検出可能
- 少なくとも 1/8 面積程の表面繊維方向に貫通しない電極欠損は診断に影響を及ぼさない

ということを実験的に示した.

(4) CFRP 構造の層間はく離による抵抗温度特性変化を利用する「健全データ不要の統計的はく離検出」を新たに提案した．本手法により
- 少なくとも最大径 5.3 mm（C スキャン投影面積 11.5 mm^2）の，圧子の準静的押込みにより付与した埋没層間はく離を正しく検出可能
- 少なくとも最大径 18.8 mm（C スキャン投影面積 138 mm^2）の埋没した落錘衝撃損傷を検出可能
- 20 mm×28 mm の絶縁体シートを層間に挿入して模擬した成形欠陥を検

出可能

・ 表面繊維方向に貫通しない電極欠損は診断に影響を及ぼさない
・ 落錘衝撃による電極はく離は診断に影響を及ぼさない

ということを実験的に示した.

4.7 参考文献

(4.1) Todoroki, A., Tanaka Y. and Shimamura Y., Delamination monitoring of graphite/epoxy laminated composite plate of electric resistance change method, Composites Science and Technology, Vol. 62, No. 9(2002), pp. 1151–1160.

(4.2) Ueda, M. and Todoroki, A., Asymmetrical dual charge EPCM for delamination monitoring of CFRP laminate, Key Engineering Materials, Vols. 321–323(2006), pp. 1309–1315.

(4.3) Abry, J. C., Bochard, S., Chateauminois, A., Salvia, M. and Giraud, G., In situ detection of damage in CFRP laminates by electrical resistance measurements, Composite Science and Technology, Vol. 59, No. 6 (1999), pp. 925–935.

(4.4) Shimamura, Y., Urabe, T., Todoroki, A., Kobayashi, H., Electrical Impedance Change Method for Moisture Absorption Monitoring of CFRP, Advanced Composite Materials, Vol. 13, No. 3–4(2004), pp. 297–310.

(4.5) Theodore J. Reinhart, et al., Engineered Materials Handbook, Vol.1 Composites, ASM international (1989).

(4.6) 三木光範，複合材料，共立出版株式会社，(1997).

(4.7) 轟章，機械の研究，56，2 (2004), pp. 227-235.

(4.8) G Zhou and L M Sim, Damage detection and assessment in fibre-reinforced composite structures with embedded fibre optic sensors-review, Smart Materials and Structures, 11, (2002), pp. 925-939.

(4.9) M. Surgeon and M. Wevers, The influence of embedded optical fibres on the fatigue damage progress in quasi-isotropic CFRP laminates, Journal of Composite Materials, 35(11), (2001), pp. 931-939.

(4.10) N. Takeda, Y. Okabe, J. Kuwahara, S. Kojima and T. Ogitsu, Development of smart composite structures with small-diameter fiber bragg grating sensors for damage detection: quantitative evaluation of delamination length in CFRP laminates using lamb wave sensing, Composites Science and Technology, 65, (2005), pp. 2575-2587.

(4.11) Todoroki A., Matsuura K. and Kobayashi H., Application of Electric Potential Method to Smart Composite Structures for Detecting Delamination, JSME International J., Series A, 38(4), (1995), pp. 524-530.

(4.12) Todoroki A., Tanaka Y., and Shimamura Y., Delamination monitoring of graphite/epoxy laminated composite plate of electric resistance change method, Composites Science and Technology, 62 (9), (2000), pp. 1151-1160.

(4.13) Ueda M., Todoroki A., Asymmetrical dual charge EPCM for delamination monitoring of CFRP laminate, Key Engineering Materials, 321-323, (2006), pp.1309-1315.

(4.14)　J. C. Abry, S. Bochard, A. Chateauminois, M. Salvia, G. Giraud, In situ detection of damage in CFRP laminates by electrical resistance measurements, Composite Science and Technology, 59, (1999), pp. 925-935.

(4.15)　J. C. Abry, Y. K. Choi, A. Chateauminois, B. Dalloz, G. Giraud, M. Salvia, In-situ monitoring of damage in CFRP laminates by means of AC and DC measurements, Composite Science and Technology, 61, (2001), pp. 855-864.

(4.16)　Akira Todoroki and Masahito Ueda, Low Cost Delamination Monitoring of CFRP Beams Using Electrical Resistance Changes With Neural Networks, Smart Materials and Structures, 15, (2006), pp. N75-N84.

(4.17)　Akira Todoroki, Yuuki Tanaka, Yoshinobu Shimamura, Multi-probe electric potential change method for delamination monitoring of graphite/epoxy composite plates using normalized response surfaces, Composites Science and Technology, Vol.64, No.5, pp.749-758.

(4.18)　A. Iwasaki, A. Todoroki, Y. Shimamura, H. Kobayashi, Unsupervised structural damage diagnosis based on change of response surface using statistical tool (Application to damage detection of composite structure), JSME International Journal, 47, (1), (2004), pp. 1-7.

(4.19)　A. Iwasaki, A. Todoroki, T. Sugiya, Unsupervised statistical damage diagnosis for SHM of existing civil structure, Smart Materials and Structures, 14, (2005), pp. 154-161.

(4.20)　Yoshinobu Shimamura, Takashi Urabe, Akira Todoroki and Hideo Kobayashi, Electrical Impedance Change Method for Moisture Absorption Monitoring of CFRP, Advanced Composite Materials, Vol.13, No.3-4, (2004), pp.297-310.

(4.21)　轟章, 田中雄樹, 島村佳伸, CFRP 平板の埋没剥離同定への電気抵抗変化法の適用, 材料，Vol. 50, No.5, (2001), pp. 495-499.

(4.22)　桑原秀剛，轟章，小林英男，統計的診断手法を用いたジェットファンのヘルスモニタリング，平成 16 年度修士論文（東京工業大学大学，理工学研究科，機械物理工学専攻），2005.

(4.23)　Iwasaki, A., Todoroki, A., Shimamura, Y. and Kobayashi, H., Unsupervised Structural Damage Diagnostic Method Using Judgment of Change of Response Surface by Statistical Tool (Application for Damage Detection of Composite Structure), Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series A, Vol. 68, No. 673(2002), pp. 1292-1297.

(4.24)　Takahashi, K., Todoroki, A. and Matsuzaki, R., Delamination Detection for CFRP Structure Using Electrical Resistance Change Due to Joule Heating, Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series A, Vol. 74, No. 748, (2008), pp. 1565-1572.

(4.25) Takahashi, K., Todoroki, A. and Matsuzaki, R., Simultaneous Measurement of Multiple Electrical Resistance Change with Strain of CFRP, Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series A, Vol. 74, No. 748, (2008), pp. 1573-1579.

(4.26) Kosuke Takahashi, Akira Todoroki Yoshinobu Shimamura, Atsushi Iwasaki, Statistical Damage Detection of Laminated CFRP Beam Using Electrical Resistance Change Method, Key Engineering Materials, Vols. 353-358, (2007), pp. 1330-1333.

(4.27) Douglas C. Montgomery, Raymond H. Myers, Response Surface Methodology: Process and Product Optimization Using Designed Experiments, Wiley-Interscience, (2002).

(4.28) 佐和隆光，回帰分析，朝倉書店，(1979).

(4.29) Park, J.M., Lee, S.I. and Choi, J.H., Cure monitoring and residual stress sensing of single-carbon fiber reinforced epoxy composites using electrical resistivity measurement, Composites Science and Technology, Vol. 65, No. 3, (2005), pp. 571-580.

(4.30) Chung, D.D.L., Thermal analysis of carbon fiber polymer-matrix composites by electrical resistance measurement, Thermochimica Acta, Vol. 364, No. 1, (2000), pp. 121-132.

(4.31) Todoroki, A., Samejima, Y., Hirano, Y. and Matsuzaki, R., Piezoresistivity of unidirectional carbon/epoxy composites for multiaxial loading, Composites Science and Technology, Vol. 69, No. 11, (2009), pp. 1841-1846.

(4.32) Todoroki, A., Samejima, Y., Hirano, Y., Matsuzaki, R. and Mizutani Y., Mechanism of Electrical Resistance Change of a Thin CFRP Beam after Delamination Cracking, Journal of Solid Mechanics and Materials Engineering, Vol. 4, No. 1, (2010), pp.1-11.

第 5 章

結　言

本研究は，複合材製旅客機の全主構造を対象に，短時間で衝撃損傷を検知する二段階診断を新たに提案するものである．提案手法は，CFRP の強化材である導電性の炭素繊維を，ヒータおよびセンサとして利用する「抵抗加熱利用の電気抵抗変化法」に分類されるものである．1 m 以上の大型 CFRP 積層板に生じる衝撃損傷（デント深さ 0.15 mm, 層間はく離投影面積 300 mm^2）を検出目標として，提案手法の有効性を，実験と有限要素解析により様々な観点から検証した．その結果得られた知見は各章の末尾に記したが，ここではそれらを総括して述べる．なお，図 5.1 には本論文の概要を図示した．

今後 20 年の間に旅客機の運航機数が倍増するとの見通しが立ち，新規受注を争う製造会社間にて最新鋭機の開発競争が激化している．より高性能な機体を製造して運航会社に売り込むため，機体構造には多量の炭素繊維強化複合材料（CFRP）が適用されることとなった．CFRP は非常に軽量で，比剛性，比強度，耐疲労性や耐腐食性に優れるため，機体軽量化による燃費改善が至上課題の航空機において，機体の CFRP 化は重要な意味合いを持つ．CFRP 機体を運用する上で，検査や修繕を含めた整備技術は重要となるが，金属材料と異なり CFRP の検査技術は未確立，未成熟な部分が残されている．旅客機の衝撃損傷をフライト後に毎回検査できれば，安全性を向上させられる上，生涯フライト数向上や構造軽量化によって経済的・環境負荷低減効果を得られる．しかし，一般的な旅客機のフライト間隔である 1 時間の間に実施可能な検査は存在しない．

そこで，本研究では，導電性を有する炭素繊維をセンサとし，損傷による電気特性変化を利用して診断を行う電気抵抗変化法を用い，CFRP 製旅客機構造を短時間で検査する方法を提案する．機体全域のデント検出と，詳細な層間はく離検出の二段階に検査を分けることで，毎フライト後に実施可能な計 1 時間の衝撃損傷検査を確立することを目的とし，様々な検討を行った．

第 1 章「緒言」では本研究の背景を記した．従来研究の課題を挙げ，本研究の目的を述べた．すなわち研究背景として，CFRP の航空機分野への適用拡大とその非破壊検査技術を述べ，フライト後に毎回実施可能な CFRP 製旅客機の全域衝撃損傷検査の必要性を論じた．そして，本研究にて提案する二段階検査による 1 時間検査のアイデアに触れ，本研究の目的を記した．

第 2 章「複合材製航空機構造の短時間全域損傷検査」では，CFRP 製の旅客機の全主構造の衝撃損傷を，1 時間の間に検査可能な方法として，抵抗加熱利用の

電気抵抗変化法を提案した．CFRP 積層構造が衝撃荷重を受けた際に生じる，層間はく離とデントについて説明したのち，両者を検出対象とする二つの電気抵抗変化法を組合せた二段階検査を提案した．すなわち，ステップ 1 にて構造全体から衝撃負荷点に生じるデントを検出し，ステップ 2 にて検出されたデントの周辺のみを詳細に検査して層間はく離の有無を確認する．ステップ 1 により層間はく離の発生が疑われる箇所（すなわちデント周辺部）が特定されているため，層間はく離の詳細検査を行う領域を最小限に抑えることが可能となる．このように二段階検査を採用することで，検査時間が構造物のサイズに大きく影響されなくなるため，どのような場合でも 1 時間以内に検査を完了できる．

第 3 章「ステップ 1 : 局所抵抗加熱利用の広域デント検出」では，第 2 章にて提案した二段階検査のステップ 1 として，大型 CFRP 構造のデントを短時間で検出する新しい電気抵抗変化法を提案した．CFRP 板の静的押込み実験と，静電場有限要素解析を併用し，デント部の局所的な電気抵抗率変化を推定した結果，検出目標である深さ 0.15 mm のデント部では，厚さ方向抵抗率が劇的に減少し，無損傷部の 2.2%となることを示した．また，CFRP 表面に貼付される耐雷用金属メッシュを，抵抗加熱や抵抗測定に必要な電極および配線として兼用する工夫により，航空機のような大型構造でも重量増加なしで全域検査可能とした．そして，電極の設置位置にずれがある場合や，不均一な抵抗率分布を有する CFRP 材を検査する場合であっても，デント検査に影響を及ぼさないことを解析的に示した．また本検査法は，抵抗加熱用電流を増加させるだけで容易に損傷検出感度を高められる．したがって，検査対象物の種類，検査環境の差異（ノイズの多寡の差異），検出目標（検出すべき損傷寸法の下限）に合わせて電流量を調整するだけで，常に信頼性を十分に確保した検査が可能となる．

第 4 章「ステップ 2 : 抵抗温度特性利用の狭域層間はく離検出」では，二段階検査のステップ 2 として，層間はく離による抵抗温度特性変化を利用することで，電極損傷や周囲環境変動などの影響を受けにくい新しい統計的層間はく離検出法を提案した．無損傷の CFRP 材の電気抵抗データを用いることなく，静的押込みにより CFRP 板に層間はく離を検出可能であることを実験的に示した．検出感度は非常に高く，疲労進展しない程小さな層間はく離でも十分に検知できる．電気抵抗を測定するために CFRP 表面に設置される銅電極が欠損した場合，従来の電気抵抗変化法では正しい診断が困難となるという問題があったが，本手法では欠損部が CFRP 表面層の繊維方向に貫通しない限り，誤判定を下さず，正しく検査可能であることを実験的に示した．本診断では，複数の電極区間を有する CFRP 構造に対

し，各電極区間の抵抗温度特性を同時に測定する必要がある．四辺にリレーを有さないブリッジ回路を電気抵抗測定に用いることで，CFRP を通電して構造を抵抗加熱させたのちに，温度変化に起因する電気抵抗変化を正確に測定可能であることを実験的に示した．さらに，陽極を二つの接地電極で挟み込む三電極法を用いることで，複数区間の電気特性を同時に精度よく測定可能であることを解析的に示した．

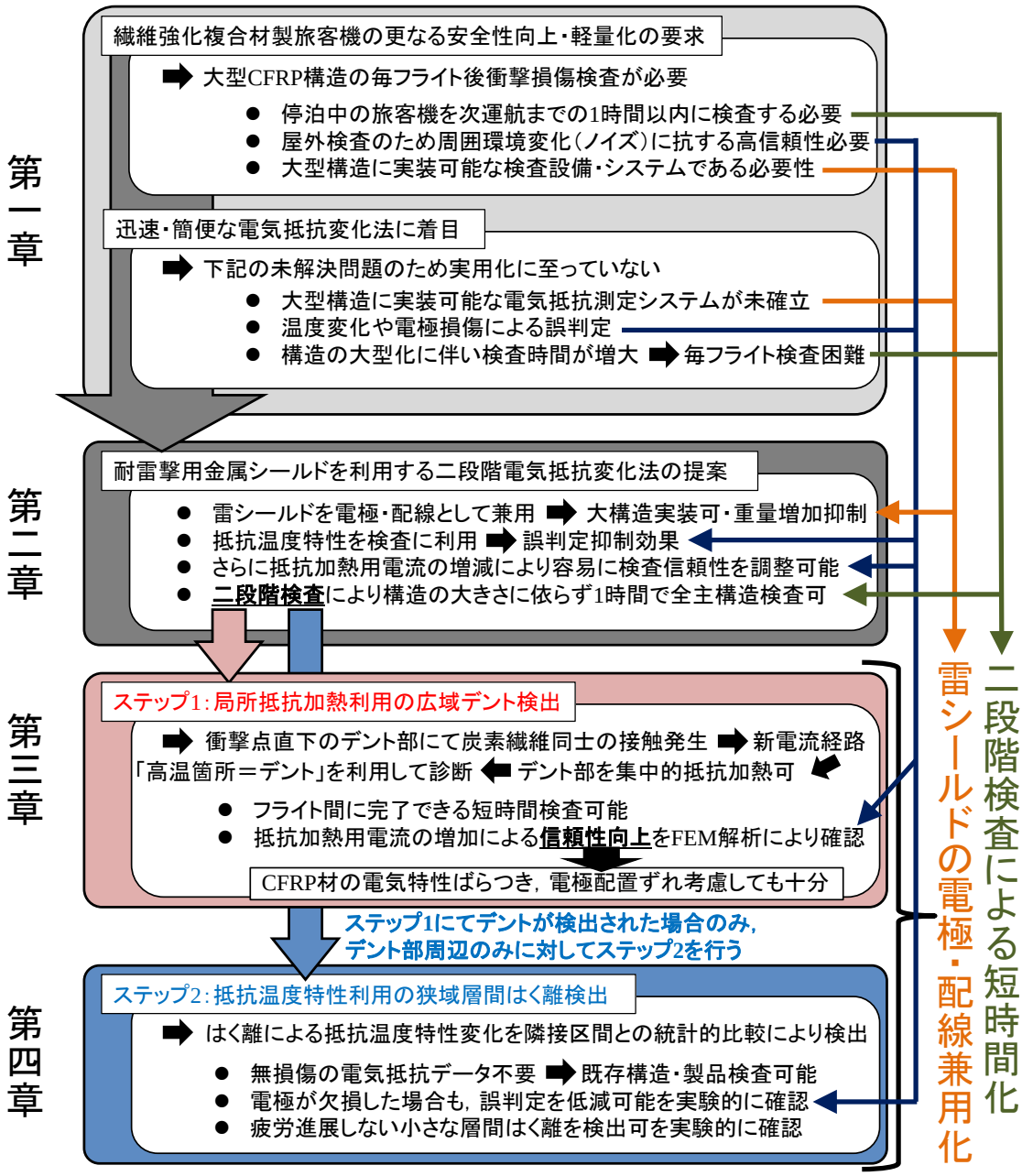


Fig. 5.1 Summary of the thesis.

以上より，大型 CFRP 構造物の衝撃損傷を，一般的な旅客機の停泊時間である 1 時間の間に検査する二段階電気抵抗変化法を提案し，屋外での検査時に問題となるノイズ環境下であっても十分な信頼性と損傷検出感度を具備可能であることを示した．耐雷用の金属シールドを配線や電極として兼用する具体的な旅客機構造への実装法を提示したことからも，本検査法を実用化に向けて大きく前進させることにつながったといえる．

実用化までの課題

(1) 配線兼用化可能な耐雷用金属シールドの作成法やコスト

本検査法は，CFRP 構造の電気抵抗加熱や電気抵抗測定のために，多量の電極や配線を要する．本研究では，複合材航空機構造の表面に貼付される耐雷撃用の金属シールドを配線として兼用することで重量増加や配線インテグレーションの問題を解消する方法を提案している．したがってシールドには，航行中は耐雷機能，地上停泊中は配線機能が要求される．付録 D では，高空域と地上での温度差に着目し，金属の熱変形を利用して，両機能を有する金属シールドを提案し，有効性を解析的に実証した．しかし，高い作成技術やコスト提案したシールドの作成には高い技術やコストが求められるため，シールドの改良や代替物，あるいは製造法の提案が必要となる．また，実用化までに雷撃試験によって耐雷機能を実証する必要もある．

(2) 種々の CFRP 構造に対する信頼性，様々な環境下における信頼性

本検査法は屋外停泊中の航空機を検査するものである．例えば国際線の航空機などは，寒暖差や湿度差にさらされる．降雨や降雪時に CFRP 構造を抵抗加熱する場合，水や雪の吸熱によって構造全域に均一温度場を付与できず検査信頼性が損なわれる恐れがある．その場合，隣接区間との温度差や，温度差に起因する電気抵抗変化量の差を比較することで信頼性を向上できるものと考えられるが，その具体的な比較方法を検討する必要がある．また，電気特性の異なる種々の CFRP 材や，曲面構造など形状の異なる様々な CFRP 部材を対象に，本検査法の有効性検証試験を行う必要がある．

付録

A. F 検定による回帰係数の同等性検定

B. F 検定による回帰式の同等性検定

C. 最小二乗法

D. 耐雷用金属メッシュの配線兼用化に関する解析的検討

A. F 検定による回帰係数の同等性検定

A.1 基礎理論

同等性を検定したい係数を有する二つの線形回帰モデルを次式で表す.

$$\boldsymbol{y}^{(1)} = \boldsymbol{X}^{(1)}\boldsymbol{\beta}^{(1)} + \boldsymbol{\varepsilon}^{(1)} \tag{A.1}$$

$$\boldsymbol{y}^{(2)} = \boldsymbol{X}^{(2)}\boldsymbol{\beta}^{(2)} + \boldsymbol{\varepsilon}^{(2)} \tag{A.2}$$

ここで

$$\boldsymbol{\beta}^{(1)}, \boldsymbol{\beta}^{(2)} \in \mathbb{R}^{p} \qquad (p \in \mathbb{N})$$

$$\boldsymbol{y}^{(1)} \in \mathbb{R}^{n_1} \qquad (n_1 \in \mathbb{N}, n_1 \geq p)$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}^{(1)} \sim N\left(0, \sigma^2 \boldsymbol{I}_{n_1}\right)$$

$$\boldsymbol{y}^{(2)}, \boldsymbol{\varepsilon}^{(2)} \in \mathbb{R}^{n_2} \qquad (n_2 \in \mathbb{N}, n_2 \geq p)$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}^{(2)} \sim N\left(0, \sigma^2 \boldsymbol{I}_{n_2}\right)$$

$$\boldsymbol{X}^{(1)} \in \mathbf{M}\,(n_1, p; \mathbb{R})$$

$$\boldsymbol{X}^{(2)} \in \mathbf{M}\,(n_2, p; \mathbb{R})$$

である．$\boldsymbol{I}_n$ は $n \times n$の単位行列，$\mathbf{M}\,(n, p; \mathbb{R})$は全成分が実数である $n \times p$ 行列全体の集合， $\boldsymbol{\varepsilon}^{(1)}, \boldsymbol{\varepsilon}^{(2)}$ は互いに独立かつ同じ分散を持つ誤差項である．二つの線形回帰モデルにおいて，回帰係数の一部分の恒等性を検定することを考える．回帰係数ベクトルを

$$\boldsymbol{\beta}^{(1)} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{\beta}_1{}^{(1)} \\ \boldsymbol{\beta}_2{}^{(1)} \end{pmatrix}, \quad \boldsymbol{\beta}^{(2)} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{\beta}_1{}^{(2)} \\ \boldsymbol{\beta}_2{}^{(2)} \end{pmatrix} \qquad \begin{pmatrix} \boldsymbol{\beta_1}{}^{(1)}, \boldsymbol{\beta_1}{}^{(2)} \in \mathbb{R}^{p-r} \\ \boldsymbol{\beta_2}{}^{(1)}, \boldsymbol{\beta_2}{}^{(2)} \in \mathbb{R}^{r} \end{pmatrix} \tag{A.3}$$

のように分割すると，式（A.1），（A.2）は

$$\boldsymbol{y}^{(1)} = \boldsymbol{X}_1{}^{(1)}\boldsymbol{\beta}_1{}^{(1)} + \boldsymbol{X}_2{}^{(1)}\boldsymbol{\beta}_2{}^{(1)} + \boldsymbol{\varepsilon}^{(1)} \tag{A.4}$$

$$\boldsymbol{y}^{(2)} = \boldsymbol{X}_1{}^{(2)}\boldsymbol{\beta}_1{}^{(2)} + \boldsymbol{X}_2{}^{(2)}\boldsymbol{\beta}_2{}^{(2)} + \boldsymbol{\varepsilon}^{(2)} \tag{A.5}$$

と表される．ただし

$$\boldsymbol{X}^{(1)} = \left(\boldsymbol{X}_1{}^{(1)}, \boldsymbol{X}_2{}^{(1)}\right), \quad \boldsymbol{X}^{(2)} = \left(\boldsymbol{X}_1{}^{(2)}, \boldsymbol{X}_2{}^{(2)}\right)$$

である．このとき式（A.6）の帰無仮説を式（A.7）に示される対立仮説に対して検定したいとする．

$$H_0\colon \boldsymbol{\beta}_2{}^{(1)} = \boldsymbol{\beta}_2{}^{(2)} \tag{A.6}$$

$$H_1\colon \boldsymbol{\beta}_2{}^{(1)} \neq \boldsymbol{\beta}_2{}^{(2)} \tag{A.7}$$

このような場合，仮説検定に関係のない係数 $\boldsymbol{\beta}_1{}^{(1)}, \boldsymbol{\beta}_1{}^{(2)}$ に対して次のどちらかを仮定する必要がある．

$$\boldsymbol{\beta}_1{}^{(1)} = \boldsymbol{\beta}_1{}^{(2)} (= \boldsymbol{\beta}_1) \tag{A.8}$$

$$\boldsymbol{\beta}_1{}^{(1)} \neq \boldsymbol{\beta}_1{}^{(2)} \tag{A.9}$$

まず，式（A.8）が成り立つ場合について考える．帰無仮説 $H_0\colon \boldsymbol{\beta}_2{}^{(1)} = \boldsymbol{\beta}_2{}^{(2)} (= \boldsymbol{\beta}_2)$ のもとでは回帰モデルは

$$\begin{pmatrix} \boldsymbol{y}^{(1)} \\ \boldsymbol{y}^{(2)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{X}_1{}^{(1)} & \boldsymbol{X}_2{}^{(1)} \\ \boldsymbol{X}_1{}^{(2)} & \boldsymbol{X}_2{}^{(2)} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \boldsymbol{\beta}_1 \\ \boldsymbol{\beta}_2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}^{(1)} \\ \boldsymbol{\varepsilon}^{(2)} \end{pmatrix} \tag{A.10}$$

と表され，対立仮説 H_1 のもとでの回帰モデルは

$$\begin{pmatrix} \boldsymbol{y}^{(1)} \\ \boldsymbol{y}^{(2)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{X}_1{}^{(1)} & \boldsymbol{X}_2{}^{(1)} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{X}_1{}^{(2)} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{X}_2{}^{(2)} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \boldsymbol{\beta}_1 \\ \boldsymbol{\beta}_2{}^{(1)} \\ \boldsymbol{\beta}_2{}^{(2)} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}^{(1)} \\ \boldsymbol{\varepsilon}^{(2)} \end{pmatrix} \tag{A.11}$$

と表される．各々の回帰モデルを最小二乗推定したときの残差平方和をそれぞれ RSS_0, RSS とすれば，仮説の検定統計量は次式で表すことができる．

$$F_0 = \frac{RSS_0 - RSS}{RSS} \times \frac{n_1 + n_2 - p - r}{r} \tag{A.12}$$

帰無仮説 $H_0\colon \boldsymbol{\beta}_2{}^{(1)} = \boldsymbol{\beta}_2{}^{(2)} (= \boldsymbol{\beta}_2)$ が成り立つとき F_0 の発生確率密度は F 分布 $F(r, n_1 + n_2 - p - r)$ に従うため[1]，有意水準を定めて帰無仮説の棄却領域を設定することで検定が可能となる．次式に有意水準を片側αとした場合の帰無仮説の採択領域を示す．

$$F_0 < F_{r, n_1+n_2-p-r}(\alpha) \tag{A.13}$$

図 A.1 に基準応答曲面と診断応答曲面が同等である際の，F_0 の発生確率の理論分布および応答曲面同等性仮説の採択領域を示す．横軸は統計量 F，縦軸は発生確率密度である．

続いて，式（A.9）の場合について考える．帰無仮説 H_0 のもとでの回帰モデルは

$$\begin{pmatrix} \boldsymbol{y}^{(1)} \\ \boldsymbol{y}^{(2)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{X}_1{}^{(1)} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{X}_2{}^{(1)} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{X}_1{}^{(2)} & \boldsymbol{X}_2{}^{(2)} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \boldsymbol{\beta}_1{}^{(1)} \\ \boldsymbol{\beta}_1{}^{(2)} \\ \boldsymbol{\beta}^{(2)} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}^{(1)} \\ \boldsymbol{\varepsilon}^{(2)} \end{pmatrix} \tag{A.14}$$

と表され，対立仮説 H_1 のもとでの回帰モデルは

$$\begin{pmatrix} \boldsymbol{y}^{(1)} \\ \boldsymbol{y}^{(2)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{X}^{(1)} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{X}^{(2)} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \boldsymbol{\beta}^{(1)} \\ \boldsymbol{\beta}^{(2)} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}^{(1)} \\ \boldsymbol{\varepsilon}^{(2)} \end{pmatrix} \tag{A.15}$$

と表される．各々の回帰モデルを最小二乗推定したときの残差平方和をそれぞれ RSS_0, RSS とすれば，仮説の検定統計量は次式で表すことができる．

$$F_0 = \frac{RSS_0 - RSS}{RSS} \times \frac{n_1 + n_2 - 2p}{r} \tag{A.16}$$

帰無仮説 H_0: $\boldsymbol{\beta}_2{}^{(1)} = \boldsymbol{\beta}_2{}^{(2)} (= \boldsymbol{\beta}_2)$ が成り立つとき F_0 の発生確率密度は F 分布 $F(r, n_1 + n_2 - 2p)$ に従う．この場合，有意水準を片側αとした場合の帰無仮説の採択領域は次式となる．

$$F_0 < F_{r, n_1 + n_2 - 2p}(\alpha) \tag{A.17}$$

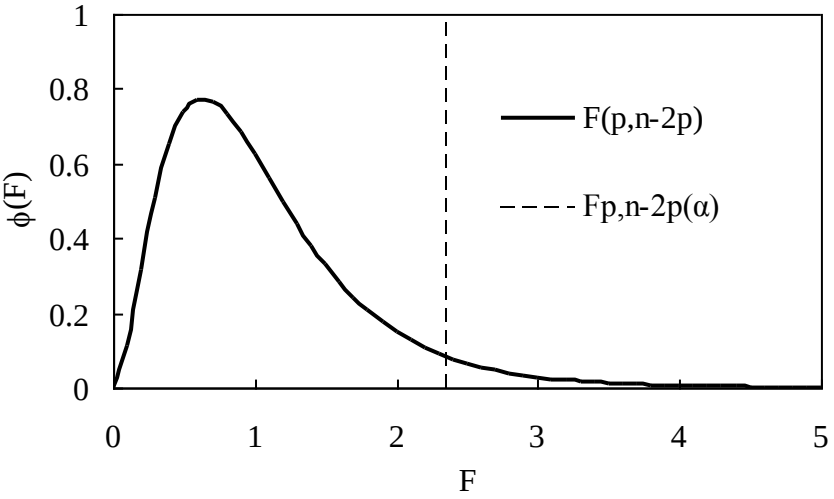


Fig. A.1 F–distribution

A.2 電極部接触抵抗の同等性の検定

温度変化負荷前後の接触抵抗の同等性検定について説明する．n_1 個の電極間に対し（ここで上付き数字の(1)は温度変化負荷前を示すこととする），温度変化負荷前の各電極間の電気抵抗を $y_i^{(1)}$ とし, その電極中心間距離を $x_{1i}^{(1)}$ とすると, $y_i^{(1)}$ と $x_{1i}^{(1)}$の関係は接触抵抗 $\beta_0^{(1)}$ と CFRP 構造の長手方向の抵抗率（単位長さあたりの電気抵抗）$\beta_1^{(1)}$ を用いて次式のように表わされる．

$$y_i^{(1)} = \beta_0^{(1)} + \beta_1^{(1)} x_{1i}^{(1)} + \varepsilon_i \qquad \text{for } {}^{\forall}i \in \{1, 2, \cdots, n_1\} \tag{A.18}$$

同様に，温度変化負荷後の電気抵抗を $y_i^{(2)}$ と電極中心間距離を $x_{1i}^{(2)}$の関係は次式のようになる．

$$y_i^{(2)} = \beta_0^{(2)} + \beta_1^{(2)} x_{1i}^{(2)} + \varepsilon_i \qquad \text{for } {}^{\forall}i \in \{1, 2, \cdots, n_2\} \tag{A.19}$$

ここで上付き数字の(2)は温度変化負荷後であることを示している．式（A.18），（A.19）に対し，式（A.20）に示される帰無仮説を，対立仮説式（A.21）に対して検定する．

$$H_0 : \beta_0^{(1)} = \beta_0^{(2)} \tag{A.20}$$

$$H_1 : \beta_0^{(1)} \neq \beta_0^{(2)} \tag{A.21}$$

これは式（A.22），（A.23）とした場合の，回帰モデル式（A.4），（A.5）における回帰係数の F 検定である．

$$\boldsymbol{y}^{(1)} = \begin{pmatrix} y_i^{(1)} \\ \vdots \\ y_{n^{(1)}}^{(1)} \end{pmatrix}, \boldsymbol{X}_1^{(1)} = \begin{pmatrix} x_{1i}^{(1)} \\ \vdots \\ x_{n^{(1)}}^{(1)} \end{pmatrix}, \boldsymbol{X}_2^{(1)} = \begin{pmatrix} 1 \\ \vdots \\ 1 \end{pmatrix}, \begin{pmatrix} \boldsymbol{\beta}_1^{(1)} \\ \boldsymbol{\beta}_2^{(1)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \beta_1^{(1)} \\ \beta_0^{(1)} \end{pmatrix} \tag{A.22}$$

$$\boldsymbol{y}^{(2)} = \begin{pmatrix} y_i^{(2)} \\ \vdots \\ y_{n^{(2)}}^{(2)} \end{pmatrix}, \boldsymbol{X}_1^{(1)} = \begin{pmatrix} x_{1i}^{(2)} \\ \vdots \\ x_{n^{(2)}}^{(2)} \end{pmatrix}, \boldsymbol{X}_2^{(2)} = \begin{pmatrix} 1 \\ \vdots \\ 1 \end{pmatrix}, \begin{pmatrix} \boldsymbol{\beta}_1^{(2)} \\ \boldsymbol{\beta}_2^{(2)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \beta_1^{(2)} \\ \beta_0^{(2)} \end{pmatrix} \tag{A.23}$$

CFRP 構造内の電気抵抗は温度変化負荷前後で変化しないと考えられることから式（A.8）が成り立つとすると

$$\beta_1^{(1)} = \beta_1^{(2)} (= \beta_1) \tag{A.24}$$

となり，帰無仮説式（A.20）のもとでの回帰モデルは式（A.10）となり，対立仮説 H_1 のもとでの回帰モデルは式（A.11）となるがこれは次式のように書き直せる．

$$\begin{pmatrix} \boldsymbol{y}^{(1)} \\ \boldsymbol{y}^{(2)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{X}_1{}^{(1)} & \boldsymbol{X}_2{}^{(1)} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{X}_1{}^{(2)} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{X}_2{}^{(2)} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta_1 \\ \beta_0{}^{(1)} \\ \beta_0{}^{(2)} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \varepsilon^{(1)} \\ \varepsilon^{(2)} \end{pmatrix}$$

$$\rightarrow \qquad \begin{pmatrix} \boldsymbol{y}^{(1)} \\ \boldsymbol{y}^{(2)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_{1i}{}^{(1)} & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ x_{n^{(1)}}{}^{(1)} & 1 & 0 \\ x_{1i}{}^{(2)} & 1 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ x_{n^{(2)}}{}^{(2)} & 1 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta_1 \\ \beta_0{}^{(1)} \\ \beta_0{}^{(2)} - \beta_0{}^{(1)} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \varepsilon^{(1)} \\ \varepsilon^{(2)} \end{pmatrix} \qquad \text{(A.25)}$$

と表される．各々の回帰モデルを最小二乗推定したときの残差平方和をそれぞれ RSS_0, RSS とし，式（A.12）に代入して算出される検定統計量 F_0 が有意水準を片側 α とした場合の仮説採択領域は式（A.13）を満たせば．帰無仮説 $H_0: \beta_0{}^{(1)} = \beta_0{}^{(2)}$ が採択される．

B.F 検定による回帰式の同等性検定

B.1 基礎理論

同等性を検定したい二つの線形回帰モデル（本研究では一次あるいは二次の応答曲面式を指す）を次式で表す.

$$\boldsymbol{y}^{(1)} = \boldsymbol{X}^{(1)}\boldsymbol{\beta}^{(1)} + \boldsymbol{\varepsilon}^{(1)} \tag{B.1}$$

$$\boldsymbol{y}^{(2)} = \boldsymbol{X}^{(2)}\boldsymbol{\beta}^{(2)} + \boldsymbol{\varepsilon}^{(2)} \tag{B.2}$$

ここで

$$\boldsymbol{\beta}^{(1)}, \boldsymbol{\beta}^{(2)} \in \mathbb{R}^p \qquad (p \in \mathbb{N})$$

$$\boldsymbol{y}^{(1)} \in \mathbb{R}^{n_1} \qquad (n_1 \in \mathbb{N}, n_1 \geq p)$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}^{(1)} \sim N\left(0, \sigma^2 \boldsymbol{I}_{n_1}\right)$$

$$\boldsymbol{y}^{(2)}, \boldsymbol{\varepsilon}^{(2)} \in \mathbb{R}^{n_2} \qquad (n_2 \in \mathbb{N}, n_2 \geq p)$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}^{(2)} \sim N\left(0, \sigma^2 \boldsymbol{I}_{n_2}\right)$$

$$\boldsymbol{X}^{(1)} \in \mathbf{M}\,(n_1, p; \mathbb{R})$$

$$\boldsymbol{X}^{(2)} \in \mathbf{M}\,(n_2, p; \mathbb{R})$$

である．$\boldsymbol{I}_n$ は $n \times n$の単位行列，$\mathbf{M}\,(n, p; \mathbb{R})$は全成分が実数である $n \times p$ 行列全体の集合， $\boldsymbol{\varepsilon}^{(1)}, \boldsymbol{\varepsilon}^{(2)}$ は互いに独立かつ同じ分散を持つ誤差項である．二つの線形回帰モデルにおいて，回帰係数の一部分の恒等性を検定することを考える．今，式（B.3）の帰無仮説を式（B.4）の対立仮説に対して検定したいとする.

$$H_0: \boldsymbol{\beta}^{(1)} = \boldsymbol{\beta}^{(2)} (= \boldsymbol{\beta} \in \mathbb{R}^p) \tag{B.3}$$

$$H_1: \boldsymbol{\beta}^{(1)} \neq \boldsymbol{\beta}^{(2)} \tag{B.4}$$

帰無仮説H_0のもとでは，回帰モデルは

$$\begin{pmatrix} \boldsymbol{y}^{(1)} \\ \boldsymbol{y}^{(2)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{X}^{(1)} \\ \boldsymbol{X}^{(2)} \end{pmatrix} \boldsymbol{\beta} + \begin{pmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}^{(1)} \\ \boldsymbol{\varepsilon}^{(2)} \end{pmatrix} \tag{B.5}$$

と表される．対立仮説 H_1 のもとでの回帰モデルは

$$\begin{pmatrix} \boldsymbol{y}^{(1)} \\ \boldsymbol{y}^{(2)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{X}^{(1)} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{X}^{(2)} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \boldsymbol{\beta}^{(1)} \\ \boldsymbol{\beta}^{(2)} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}^{(1)} \\ \boldsymbol{\varepsilon}^{(2)} \end{pmatrix} \tag{B.6}$$

と表される．式（B.5），（B.6）で表わされる各々の回帰モデルを最小二乗推定したときの残差平方和をそれぞれ RSS_0, RSS とすれば，仮説の検定統計量は次式で表すことができる．

$$F_0 = \frac{RSS_0 - RSS}{RSS} \times \frac{n_1 + n_2 - 2p}{p} \tag{B.7}$$

帰無仮説 $H_0: \boldsymbol{\beta}^{(1)} = \boldsymbol{\beta}^{(2)}$ が成り立つとき F_0 の発生確率密度はF分布 $F(p, n_1 + n_2 - 2p)$ に従う．本研究では，中心極限定理により $\overline{F}_0$（F_0 の平均値）の信頼区間を設定し，同等性を定量的に（確率的に）評価する．F_0 の計算回数を r 回とすると $\overline{F}_0$ は中心極限定理により期待値 $E(F_0)$，分散 $\sigma^2(F_0) / r$ の正規分布 $N(E(F_0), \sigma^2(F_0) / r)$ に従う．したがって $\overline{F}_0$ が，次式に示した信頼区間に含まれる場合に応答曲面が同等であると判定する．

$$E(F_0) - z\frac{\sigma(F_0)}{\sqrt{r}} < \overline{F}_0 < E(F_0) + z\frac{\sigma(F_0)}{\sqrt{r}} \tag{B.8}$$

ここで

$$E(F_0) = \frac{n_1 + n_2 - 2p}{n_1 + n_2 - 2p - 2} \tag{B.9}$$

$$\sigma^2(F_0) = \frac{2(n_1 + n_2 - 2p)^2 (n_1 + n_2 - p - 2)}{p(n_1 + n_2 - 2p - 2)^2 (n_1 + n_2 - 2p - 4)} \tag{B.10}$$

である．z は信頼区間の大きさによって定まる値である．

C.最小二乗法

一般的に，観測量 y と独立変数 $x_i(i=1,2,...k)$の関係が，次式のような線形結合で表わされるようなモデルのことを，線形回帰モデルと呼ぶ.

$$y = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \cdots + \beta_k x_k + \varepsilon \tag{C.1}$$

ここで，ε は誤差項であり，平均 0，分散σ^2 の正規分布であると仮定する.

ここで観測点数を n(独立変数 x_{ij} とそれに対応する従属変数 y_i)，線形回帰モデルの変数を k 個とすると(未知係数の数 p は $p=k+1$)，線形回帰モデルは次式で行列表示できる.

$$\mathbf{Y} = \mathbf{X}\boldsymbol{\beta} + \boldsymbol{\varepsilon} \tag{C.2}$$

ただし，

$$\mathbf{Y} = \begin{Bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \vdots \\ y_n \end{Bmatrix}, \quad \mathbf{X} = \begin{bmatrix} 1 & x_{11} & x_{12} & \cdots & x_{1k} \\ 1 & x_{21} & x_{22} & \cdots & x_{2k} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & x_{n1} & x_{n2} & \cdots & x_{nk} \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{\beta} = \begin{Bmatrix} \beta_0 \\ \beta_1 \\ \vdots \\ \beta_k \end{Bmatrix}, \quad \boldsymbol{\varepsilon} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \vdots \\ \varepsilon_n \end{Bmatrix}$$

ここで $\boldsymbol{Y}$ は観測量，$\boldsymbol{X}$ は独立変数，$\boldsymbol{\beta}$ は回帰係数，$\boldsymbol{\varepsilon}$ は回帰誤差である.
誤差の 2 乗和を $\mathbf{L}$ で表わすと，

$$\boldsymbol{L} = \sum_{i=1}^{n} \boldsymbol{\varepsilon}_i^2 = \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\varepsilon} = (\boldsymbol{Y} - \boldsymbol{X\beta})^T (\boldsymbol{Y} - \boldsymbol{X\beta}) = \boldsymbol{Y}^T \boldsymbol{Y} - 2\boldsymbol{\beta}^T \boldsymbol{X}^T \boldsymbol{Y} + \boldsymbol{\beta}^T \boldsymbol{X}^T \boldsymbol{X\beta} \tag{C.3}$$

最小 2 乗法により，

$$\left.\frac{\partial \boldsymbol{L}}{\partial \boldsymbol{\beta}}\right|_{\boldsymbol{b}} = -2\boldsymbol{X}^T \boldsymbol{Y} + 2\boldsymbol{X}^T \boldsymbol{Xb} = 0 \tag{C.4}$$

したがって，係数$\boldsymbol{\beta}$ の不偏推定量 $\boldsymbol{C}$ は次式で得られる.

$$\mathbf{b} = (\mathbf{X}^T \mathbf{X})^{-1} \mathbf{X}^T \mathbf{Y} \tag{C.5}$$

$\boldsymbol{b}$ の分散･共分散行列は次式で与えられる.

$$\mathrm{cov}(\boldsymbol{b}) = \sigma^2 \left(\mathbf{X}^T \mathbf{X}\right)^{-1} \tag{C.6}$$

ここでσ^2 は $\boldsymbol{Y}$ の分散誤差であり，これは i 番目の点における観測量 y_i と，y_i の推定値 $\hat{y}_i$ から次式で与えられる．ただし，自由度は観測点数 n から最小 2 乗法における方程式の数 p を引いた，n-p である.

$$\sigma^2 = \frac{SS_E}{n-p} = \frac{\sum_{i=1}^{n}(y_i - \hat{y}_i)^2}{n-k-1} \tag{C.7}$$

ここで SS_E は残差平方和であり，次式で表される．

$$SS_E = \mathbf{Y}^T\mathbf{Y} - \mathbf{b}^T\mathbf{X}^T\mathbf{Y} = \sum_{i=1}^{n}(y_i - \hat{y}_i)^2 \tag{C.8}$$

最小二乗法を用いて $\boldsymbol{\beta}$ の推定量 $\boldsymbol{b}$ を求めることにより得られた回帰式の適合度(近似精度)を表す値として決定係数 R^2 がある．この値は y の平均値周りの 2 乗和と推定値からの残差 2 乗和の比であり，推定値の近似精度を表している．近似精度が高いほど 1 に近い値を取る($0 \leqq R^2 \leqq 1$)．決定係数は次式で与えられる．

$$R^2 = 1 - \frac{SS_E}{S_{yy}} = 1 - \frac{\sum_{i=1}^{n}(y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^{n}(y_i - \bar{y}_i)^2} \tag{C.9}$$

ここで S_{yy} は y の平均値まわりの総変動平均(偏差平方和)であり，次式で表される．

$$S_{yy} = \mathbf{Y}^T\mathbf{Y} - \frac{\left(\sum_{i=1}^{n} y_i\right)^2}{n} = \sum_{i=1}^{n} y_i^2 - \frac{\left(\sum_{i=1}^{n} y_i\right)^2}{n} \tag{C.10}$$

また，y_i は観測量，$\hat{y}_i$ は最小 2 乗法によって求められた推定値，$\bar{y}_i$ は観測量 y_i の平均である．

しかし決定係数は回帰係数の数 p が増加するほど小さくなる．このような自由度が決定係数に与える影響を排除した決定係数として自由度調整済み決定係数 R_{adj}^2 がある．自由度調整済み決定係数 R_{adj}^2 は次式で表される．

$$R_{\mathrm{adj}}^2 = 1 - \frac{SS_E/(n-k-1)}{S_{yy}/(n-1)} \tag{C.11}$$

自由度調整済み決定係数 R_{adj}^2 を使用することで，自由度の異なる回帰式の近似精度を比較することが可能となる．

D. 耐雷用金属メッシュの配線兼用化に関する解析的検討

3, 4 章にて論じた複合材製航空機構造の衝撃損傷検査では，炭素繊維強化プラスチック（carbon fiber reinforced polymer, CFRP）構造の電気抵抗加熱や電気抵抗測定のために，電極や配線が必要となる．複合材航空機構造の表面には，図 D.1 のような耐雷撃用の金属シールドが貼付されため，これを配線として兼用することで重量増加や配線インテグレーションの問題を解消する方法について述べる．

本章では，高空域と地上での温度差に着目し，金属の熱変形を利用して，航行中は耐雷機能を，地上停泊中は配線機能を有する金属シールドを提案し，有効性を解析的に検証することを目的とする．

D.1 概要

Fig. D.1 Lightning protection shield for Boeing 787 structures by acting as electrical paths for lightning strikes.

抵抗加熱や抵抗測定のためには，構造表面に設置する多数の電極と，これら電極と抵抗測定器や加熱用電流を供給する電源を繋ぐ多量の配線が必要となる．

耐雷用金属メッシュの一例を図D.2に示す．雷の大電流を効率的に拡散できるよう，縦横の金属線は編み込まれている．したがって，メッシュを構成している線はすべて格子点で接触しており，メッシュは面内等方的な導電性を持つ．

電気抵抗変化法において，メッシュを配線として利用するには，縦横の線を分離させなければならない．つまり，地上停泊時に検査を行う間は分離し，飛行中のみ接触するようなメッシュが必要となる．そこで，金属の熱膨張を利用して開閉するスイッチのように，地上と高空域の気温差によって縦横線の接続・分離を切換える方法を提案する．

旅客機の巡航高度は9000から12500mほどであり外気温度は–50ºCよりも低くなることが多い．ジェット燃料の析出点（冷却して完全に凍結した燃料を加熱した際，炭化水素の氷結晶がすべて溶解する温度）は–40から–60 ºCである．燃料析出を防止するため，エンジンオイルの熱を利用して主翼内にある燃料タンクを加熱できるようになっている．マッハ0.85程で巡航している場合，空力加熱（摩擦熱および空気が機体に衝突して断熱圧縮される際の温度上昇の効果）によって，主翼は外気温より30 ºCほど高く，約–20 ºCとなるため，オイル熱を利用するケースは少ない．高空域を巡航中の航空機機体の表面温度を約–20 ºCと想定し，約–10 ºCで縦横の銅ストライプが接触するような耐雷撃用銅シールドモデルを作成する．地上温度下における配線機能と，飛行中温度下における耐雷機能をそれぞれ，有限要素解析を用いて評価する．

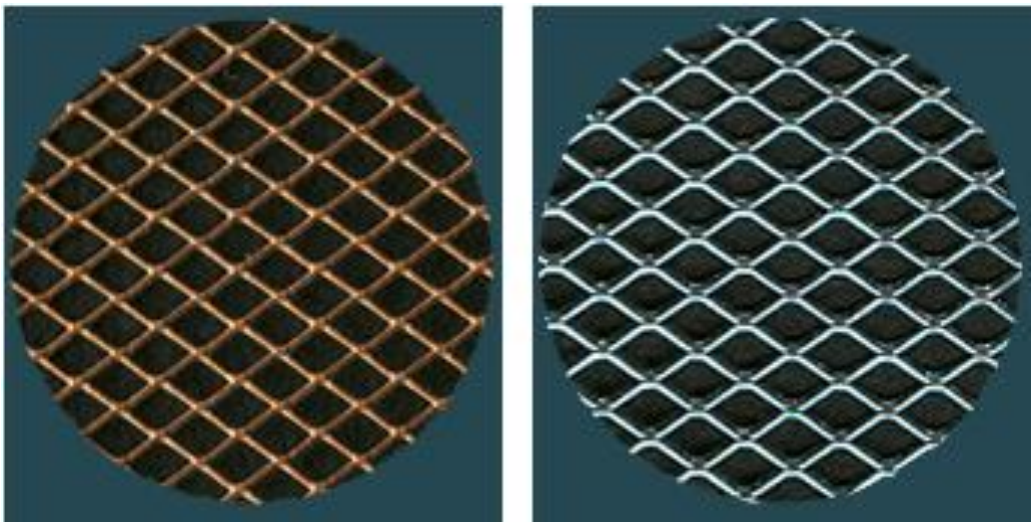


Fig. D.2 Metal mesh for lightning strike protection.

D.2 地上温度下における配線機能の評価

汎用有限要素法ソフト AMSYS 11.0 を用いた構造—熱電気連成場解析により，熱膨張を利用することで縦横ストライプを接触・分離させることが可能であるか検証する．

D.2.1 解析方法

交差する縦横の銅ストライプを有する CFRP 解析モデルを図 D.3 に示す．CFRP および銅ストライプは 3 次元 20 節点連成場ソリッド（SOLID226）によりモデル化した．CFRP モデルは，東邦テナックス製 IM600/133（体積繊維含有率 0.6，1 層の厚さ 0.15 mm）一方向積層板$[0_{32}]_T$とした．CFRP モデルと銅は，斜線部で示した三つの面でそれぞれ電気的に接触している（接触抵抗は考慮しない）．初期温度–10 ºC のときを，ひずみや応力の発生していない基準状態とし，温度を変化させて熱変形挙動を調べる．

拘束条件は

・CFRP 板底面の厚さ方向変位を拘束
・CFRP 板の断面 $x = 0$ の x 方向変位を拘束
・CFRP 板の断面 $y = 0$ の y 方向変位を拘束

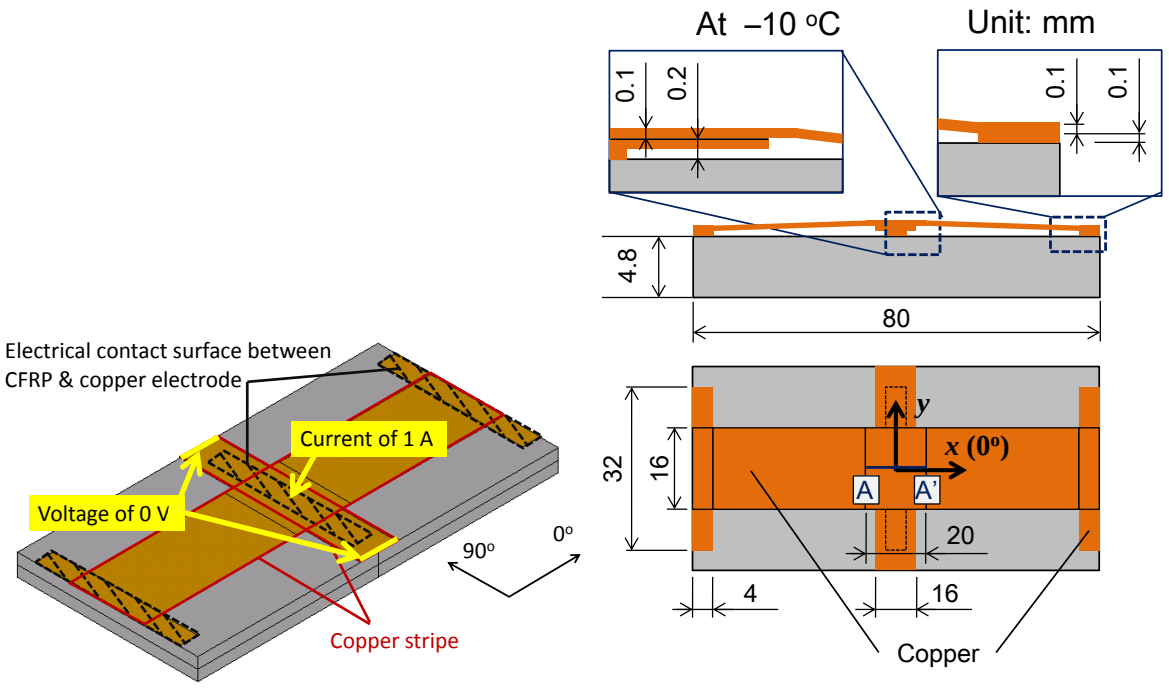


Fig. D.3 Analytical model configurations at –10 ºC.

とした．横ストライプの底面，縦ストライプの上面にそれぞれ面接触要素 CONTA174, TARGE170 を貼付した．上下ストライプ間の接触抵抗は文献[D.1]を参考に 5.12×10^{-7} Ωm^2 と設定し，接触面積に正比例して導電性が増加するようにした．また温度変化を付与するとともに，図 D.3 の左図のように縦横ストライプ間に 1 A の電流を流し，ストライプ間の電位差 V を電気抵抗 R とした．解析に用いた各種物性を表 D.1 に示す．

一般的な耐雷用銅メッシュと質量密度を比較すると表 D.2 のようになり，少し重い．

Table D.1 Properties used in analysis.

Material	Item	Unit	Direction	Value
CFRP IM600/133	Electrical resistivity	Ωm	Fiber	2.8874×10^{-5}
			90°	0.82086
			Thickness	308.77
	Temperature coefficient of resistance, TCR	K^{-1}	Fiber	-3.114×10^{-4}
			90°	-2.498×10^{-4}
			Thickness	8.940×10^{-5}
	Thermal conductivity	$W\ m^{-1}\ K^{-1}$	Fiber	11.8
			90°	0.609
			Thickness	0.609
	Specific heat	$J\ kg^{-1}$		1065
	Density	$kg\ m^{-3}$		1520
Copper electrode	Electrical resistivity	Ωm		16.78×10^{-9}
	Thermal conductivity	$W\ m^{-1}\ K^{-1}$		401
	Specific heat	$J\ kg^{-1}$		380
	Density	$kg\ m^{-3}$		8920
Air	Heat transfer coefficient	$W\ m^{-2}\ K^{-1}$		8.334
Stefan–Boltzmann constant		$J\ K^{-4}\ M^{-2}\ S^{-1}$		5.6704×10^{-8}

Table D.2 Mass density of lightning protection mesh.

Proposed	PHOSPHOR BRONZE 166 (GKD ltd.)
0.54 kg/m^2	0.37 kg/m^2

D.2.2 解析結果

図 D.4 に上下ストライプ間の空隙厚さと温度の関係を示す．空隙厚さは面 $y = 0$ と上ストライプの底面との交線（図 D.3 の線分 A–A’）と，および面 $y = 0$ と下ストライプの上面との交線間の距離とした．

また，このときの接触面を図 D.5 に，および上下ストライプの電気抵抗 R を図 D.6 に示す．–10 °C 以上では，上下ストライプが接触していないため CFRP 材の電気抵抗は一定値 0.20 Ωとなる．–10 °C を境にストライプ間が接触し始め，抵抗が急激に減少している．–10 °C 以下では接触面積の変化に応じて，接触抵抗の微小な変動がみられたが，概ね安定している．したがって，–10 °C から–11 °C にかけて階段状に変化するといえる．

ただし，航空機は離着陸時に被雷する場合も多い．高度上昇に伴い機体は徐々に外気によって冷やされていくため，飛び立って間もない離陸直後の機体温度は地上温度に近いと考えられる．したがって提案したメッシュでは，離陸時の被雷に対して十分な耐雷機能を確保できる保証はないため，さらなる工夫が必要となる．

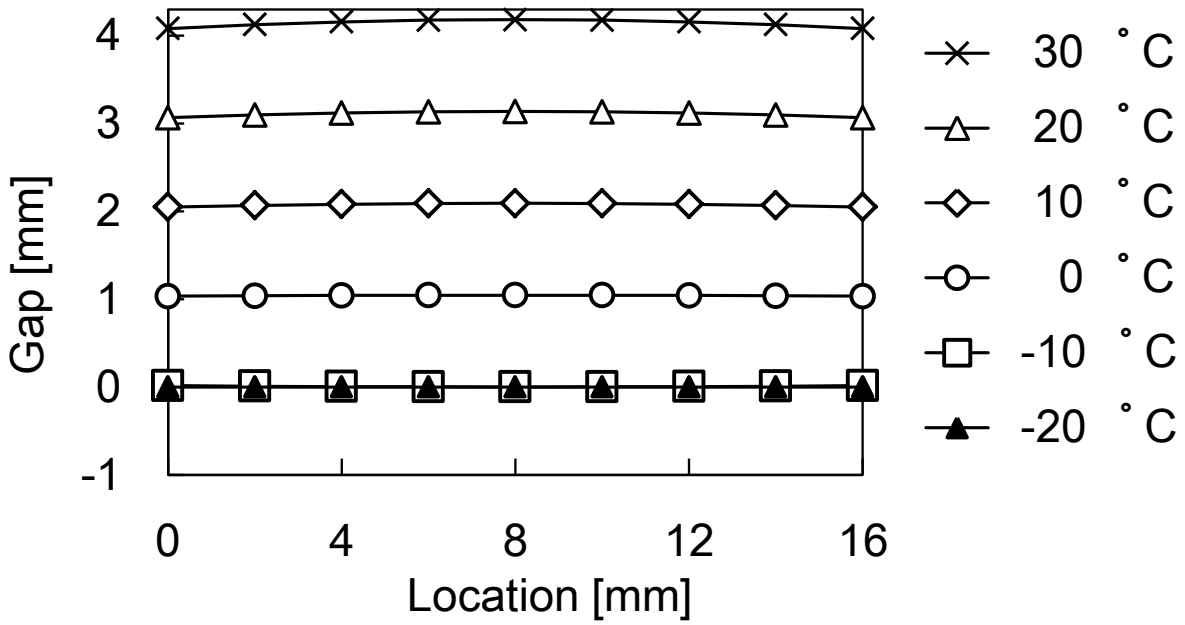


Fig. D.4 Analytical model configurations at –10 °C.

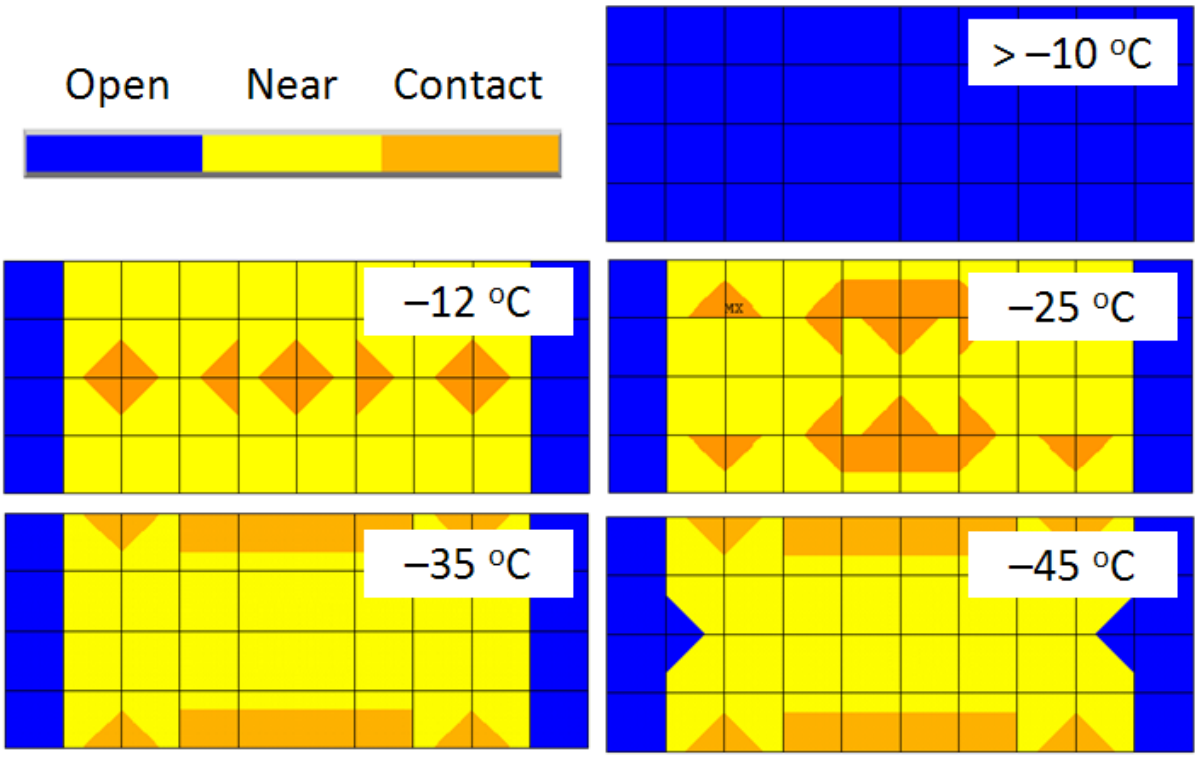


Fig. D.5 Calculated contact area between the two stripes at various temperature.

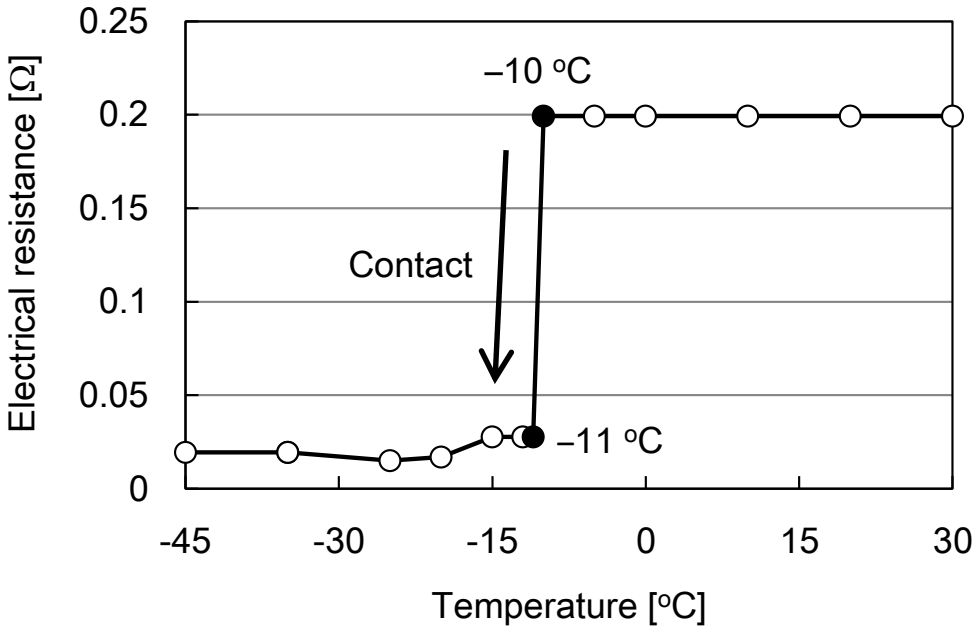


Fig. D.6 Calculated electrical resistance between the two stripes, *R*.

D.3 飛行中温度下における耐雷機能の評価

D.2 節にて，温度変化時の熱膨張を利用することで，縦横のストライプの接触・分離の切換え可能な耐雷用シールドを検証した．本節では，巡航高度付近の温度下にて接触している縦横ストライプに雷電流を負荷し，耐雷機能を簡易的に評価する．

既存の耐雷用シールドは，絶縁体シートを介して CFRP 構造表面に設置されることがある[D.2]．この場合 CFRP 内の炭素繊維とメッシュは導通しておらず，CFRP 構造内への雷電流の直接的な侵入は抑えられる（誘導雷サージのみが構造内に生じる）．一方，本手法では炭素繊維とメッシュが電気的に接続されているため，雷電流が侵入する．金属メッシュと CFRP 材の導電性の差から，侵入電流はごく一部であると予想されるが，侵入電流およびその抵抗熱による CFRP 材の温度上昇も合わせて定量的に評価しておく必要がある．以上から，被雷時に

・抵抗熱により縦横ストライプが分離しないか

・CFRP 構造の最大温度がどの程度になるか

を検証する．

D.3.1 解析方法

D.2 節と同じ解析モデルを用いて，構造—熱電気連成場の動的解析を行う．上ストライプの中央に，航空機が受ける負電荷の直雷電流の典型例[D.3, 4]を参考にして図 D.7 のように大きさが変化する雷電流を負荷し，電極および CFRP 構造の側面すべてを 0 V として，抵抗熱による温度上昇を計算する．

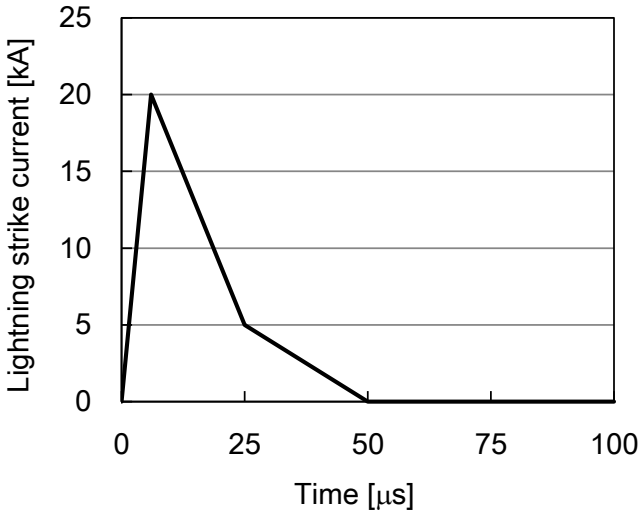
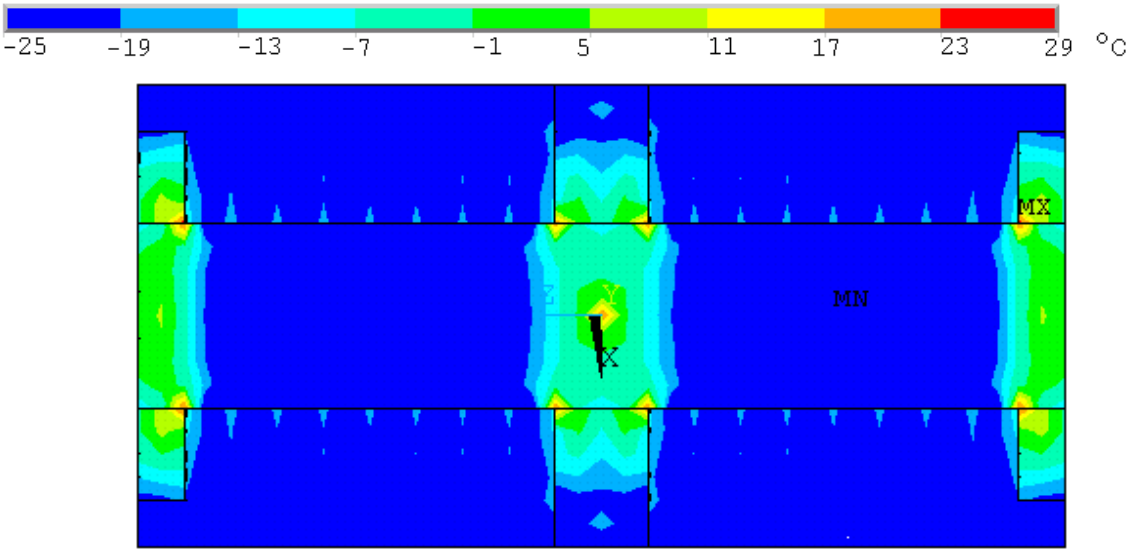


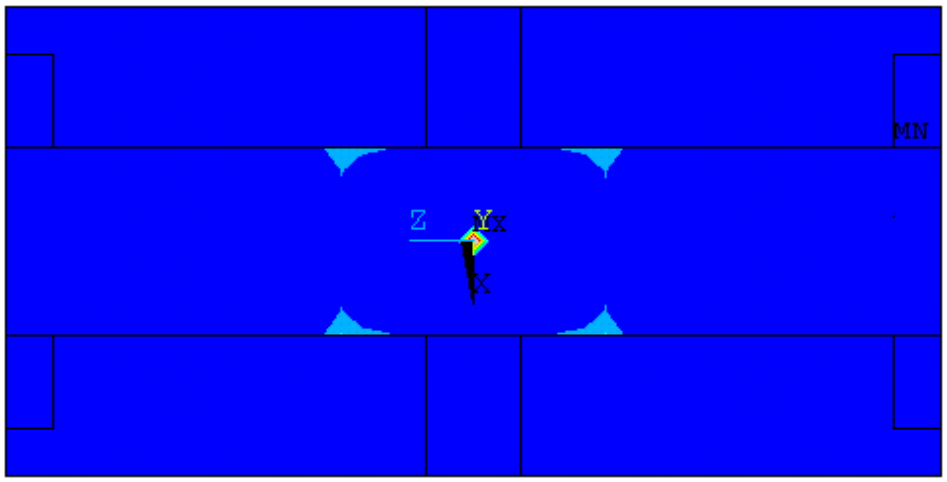
Fig. D.7 Lightning strike current.

D.3.2 解析結果

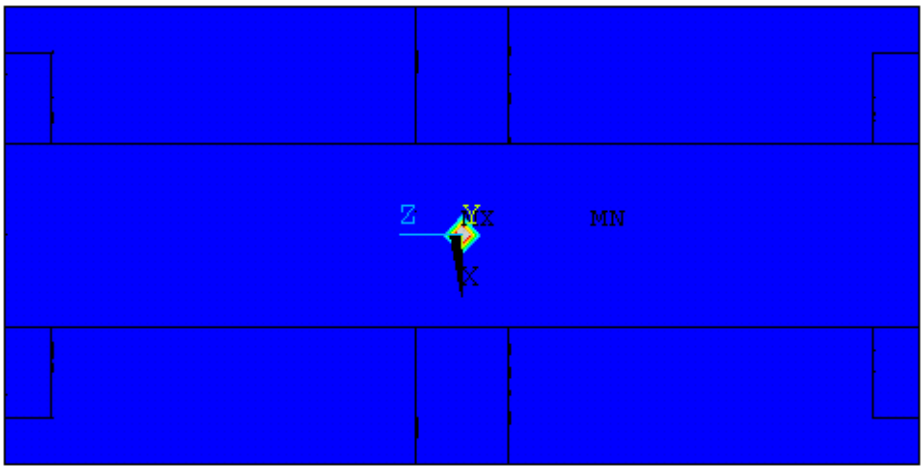
図D.8に各時刻の温度分布を示す．最大温度は66 ºCであり，また上下ストライプの分離も観られなかったことから，十分な耐雷機能が示されたといえる．



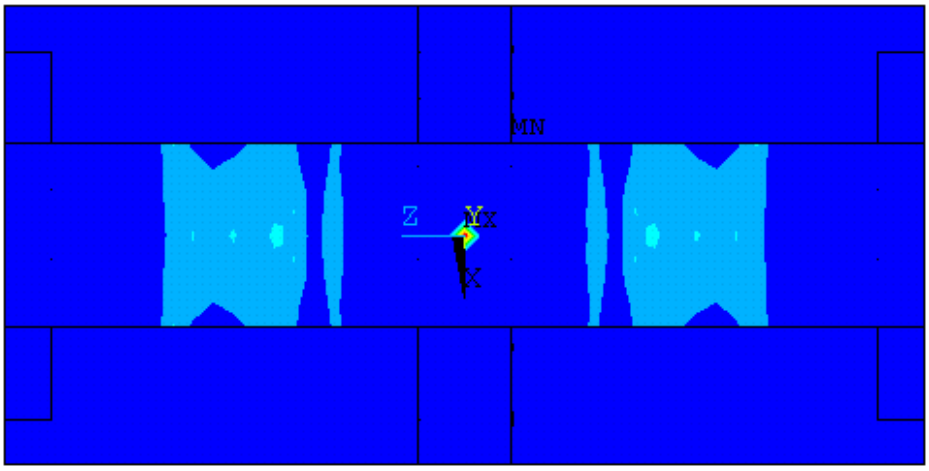
(a) time = 6 [μs], max temp. = 27 [ºC]



(b) time = 20 [μs], max temp. = 56 [ºC]



(c) time = 50 [μs], max temp. = 66 [°C]



(d) time = 100 μs, max temp. = 34 [°C]

Fig. D.8 Temperature distribution while applying lightning strike.

D.4 結言

複合材航空機の構造表面に設置される雷撃保護用の銅メッシュを配線として兼用する方法を提案した．この配線兼用化は，電気抵抗変化法における配線インテグレーションの問題を解消するだけでなく，マトリクスセンサ式の計測法（縦横のストライプを選択することでストライプの交差点周辺の電気抵抗を測定でき，測定区間の切換えが容易）によって検査時間を短縮することにもつながる．

交差する縦横の銅ストライプを有するCFRPモデルを作成し，構造―熱―電気連成場の静的解析，動的解析を行った．また，時間とともに変化する雷電流を上ストライプに与えて動的解析を行った．得られた知見を以下に示す．

(1) 温度変化よる熱変形を利用して，上下の銅ストライプを電気的に，接続・解放することができる．このとき，–10から–11 ºCまでの1 ºCの温度変化によって，上下ストライプ間の電気抵抗が0.20から0.028 Ωまで急激に減少する．

(2) ピーク電流値20 kAの雷電流をストライプの上面に負荷した熱―電気時刻歴応答解析を行った結果，構造の最大温度は66 ºCであり，上下ストライプの分離もみられなかった．したがって十分な耐雷機能を持つといえる．

D.5 参考文献

(D.1) J. C. Abry, S. Bochard, A. Chateauminois, M. Salvia, G. Giraud, In situ detection of damage in CFRP laminates by electrical resistance measurements, *Composite Science and Technology*, 59, (1999), pp. 925-935.

(D.2) Dexmet corporation, Lightning Strike Protection for Carbon Fiber Aircraft, Expanding Technology.

(D.3) R. B. Anderson and A. J. Eriksson, Lightning Parameters for Engineering Applications, Elektra, Vol. 69, pp. 65–102.

(D.4) N. Cianos and E. T. Pierce, A Ground Lightning Environment for Engineering Use, Technical Report 1 prepared by Stanford Research Institute for McDonnell Douglas Astronautics Corporation, 1972.

(D.5) Ogasawara T, Hirano Y, Yoshimura A. Coupled thermal-electrical analysis for carbon fiber/epoxy composites exposed to simulated lightning current. Composites Part A., 2010;41:973-81.

業績一覧

学術誌掲載論文

(1) 鈴木良郎，轟章，高橋航圭，水谷義弘，松崎亮介，抵抗温度特性変化を利用した CFRP 平板の統計的層間はく離検出，日本機械学会論文集 A 編，日本機械学会，076 巻，767 号，pp. 961–967，2010.

(2) 鈴木良郎，轟章，水谷義弘，松崎亮介，健全データ学習不要の電気抵抗変化法による CFRP 平板の統計的損傷検出，日本機械学会論文集 A 編，日本機械学会，077 巻，773 号，pp. 181–189，2011.

(3) Yoshiro Suzuki, Akira Todoroki，Yoshihiro Mizutani, Ryosuke Matsuzaki, Impact Damage Detection in laminated Carbon Fiber Reinforced Polymers by the SI–F Method Using Resistance–Temperature Characteristics, Journal of Solid Mechanics and Materials Engineering, Vol. 5, No. 1, pp. 33–43, 2011.

(4) Yoshiro Suzuki, Akira Todoroki, Ryosuke Matsuzaki, Yoshihiro Mizutani, Impact–damage visualization in CFRP by resistive heating: Development of a new detection method for indentations caused by impact loads, Composites Part A, Vol. 43, pp. 53–64.

(5) Yoshiro Suzuki, Akira Todoroki, Ryosuke Matsuzaki, Yoshihiro Mizutani, Indentation–damage visualization in CFRP by resistive heating: Analytical verification of the inspection of aircraft using its lightning protection systems, Journal of Solid Mechanics and Materials Engineering, in press（掲載年，巻，ページ未定）.

論文 1 は，4 章の 4.3 節と 4.4 節をまとめたものである.
論文 2 は，4 章 4.5 節の，準静的荷重による層間はく離，電極欠損の結果をまとめたものである.
論文 3 は，4 章 4.5 節の，落錘衝撃損傷，衝撃電極損傷，デントの結果をまとめたものである.
論文 4 は，3 章の 3.2–4 節をまとめたものである.
論文 5 は，3 章の 3.5 節をまとめたものである.

受賞歴

(1) 平成 22 年　東京工業大学，平成 21 年度機械物理工学専攻修士中間発表会グッドプレゼ

ン賞 3 位，抵抗温度特性利用の電気抵抗変化法による CFRP の統計的損傷診断.

(2) 平成 22 年　東京工業大学，平成 22 年度修了機械物理工学専攻修士論文発表会プレゼンテーション賞，抵抗加熱を利用した電気抵抗変化法による CFRP の損傷検出.

(3) 平成 22 年　日本複合材料学会，優秀学生賞，抵抗加熱を利用した電気抵抗変化法による CFRP 平板の無学習衝撃損傷検出.

(4) 平成 23 年　日本機械学会，第 35 回 M&M カンファレンス若手優秀講演フェロー賞，耐雷システムを利用した電気抵抗変化法による複合材航空機構造の損傷診断.

(5) 平成 23 年　12th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (JISSE), Best student paper award, Diagnosis for CFRP aircraft by Joule heating using lightning protection system.

(6) 平成 23 年　8th Korea–Japan Joint Symposium on Composite Materials Best Paper Award, Full–field detection of impact damage in CFRP aircraft by electric heating.

国際学会発表（○：発表者）

(1) ○Yoshiro Suzuki, Akira Todoroki, Kosuke Takahashi, Yoshihiro Mizutani, Ryosuke Matsuzaki, Delamination detection in CFRP plates using statistical analysis of temperature characteristic of resistance, 7th Korea–Japan Joint Symposium on Composite Materials, pp. 219–220, (September, 2009), (Ishikawa, Japan).

(2) ○Yoshiro Suzuki, Akira Todoroki, Kosuke Takahashi, Yoshihiro Mizutani, Ryosuke Matsuzaki, Damage detection in CFRP plates using statistical analysis of temperature characteristic of resistance, 13th APCNDT, pp. 215, (November, 2009), (Kanagawa, Japan).

(3) ○Yoshiro Suzuki, Akira Todoroki, Yoshihiro Mizutani, Ryosuke Matsuzaki, Damage detection in CFRP using statistical analysis of temperature characteristic of resistance, 11th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition JISSE, CD–ROM No. SMS–2–2, (November, 2009), (Tokyo, Japan).

(4) ○Yoshiro Suzuki, Akira Todoroki, Yoshihiro Mizutani, Ryosuke Matsuzaki, Unsupervised damage detection in CFRP structures using statistical analysis of temperature characteristic of resistance, 14th US–Japan Conference on Composite Materials, pp. 1028–37, (September, 2010), (Ohio, U.S.A).

(5) ○Yoshiro Suzuki, Akira Todoroki, Yoshihiro Mizutani, Ryosuke Matsuzaki, Unsupervised detection of impact damage in graphite/polymer composites using statistical analysis of change in temperature characteristic of resistance, Asian Conference on Mechanics of Functional Materials and Structures (ACMFMS 2010), pp. 39–42, (October, 2010), (Nanjing, China).

(6) ○Yoshiro Suzuki, Akira Todoroki, Yoshihiro Mizutani, Ryosuke Matsuzaki, Unsupervised delamination detection in CFRP plates using statistical analysis of change in temperature

characteristic of resistance, Asia–Pacific Workshop on Structural Health Monitoring (APWSHM), No. 2B13, (December, 2010), (Tokyo, Japan).

(7) ○Yoshiro Suzuki, Akira Todoroki, Yoshihiro Mizutani, Impact damage visualization by resistive heating using lightning protection system for CFRP aircraft, International Conference on Advanced Technology in Experimental Mechanics 2011 (ATEM'11), CD–ROM No. OS08F028, (September, 2011), (Kobe, Japan).

(8) ○Yoshiro Suzuki, Akira Todoroki, Yoshihiro Mizutani, Diagnosis for CFRP aircraft by Joule heating using lightning protection system, 12th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition JISSE, CD–ROM No. STU–4, (November, 2011), (Tokyo, Japan), **(Best student paper award 受賞)**.

(9) ○ Yoshiro Suzuki, Akira Todoroki, Yoshihiro Mizutani, Ryosuke Matsuzaki, Full-field detection of impact damage in CFRP aircraft by electric heating, 8th Korea–Japan Joint Symposium on Composite Materials, pp. 141–142, (November, 2011), (Changwon, Korea), **(Best Paper Award 受賞)**.

国内学会発表（○：発表者）

口頭発表、査読なし

(1) 轟章，○鈴木良郎，水谷義弘，松崎亮介，ジュール発熱を利用した電気抵抗変化による CFRP 平板の損傷検知，第 33 回日本複合材料シンポジウム講演要旨集，pp. 137–138, 2008 年 10 月，北海道.

(2) ○鈴木良郎，轟章，高橋航圭，水谷義弘，松崎亮介，抵抗温度特性変化利用の電気抵抗変化法による CFRP 平板の統計的診断, 日本複合材料学会 2009 年度研究発表講演会, pp. 81–82, 2009 年 5 月，東京.

(3) ○鈴木良郎，轟章，高橋航圭，水谷義弘，松崎亮介，抵抗温度特性変化利用の統計的電気抵抗変化法による CFRP の損傷診断, 日本実験力学会 2009 年度年次講演会, No. 9, pp. 328–330，2009 年 8 月，東京.

(4) ○鈴木良郎，轟章，高橋航圭，水谷義弘，松崎亮介，抵抗温度特性を利用した学習データ不要の電気抵抗変化法による CFRP の統計的損傷診断，日本機械学会 2009 年度年次大会， No. 6, pp. 361–362，2009 年 9 月， 岩手.

(5) ○鈴木良郎，轟章，高橋航圭，水谷義弘，松崎亮介，抵抗温度特性利用の学習データ不要の電気抵抗変化法による欠陥検出，日本複合材料学会第 34 回複合材料シンポジウム講演要旨集， pp. 15–16，2009 年 9 月，石川.

(6) ○鈴木良郎，轟章，水谷義弘，松崎亮介，抵抗温度特性変化利用の電気抵抗変化法に

よる CFRP の無学習損傷診断，第 1 回日本複合材料合同会議，2010 年 3 月，京都.

(7) ○鈴木良郎，轟章，水谷義弘，松崎亮介，抵抗加熱を利用した電気抵抗変化法による CFRP 平板の無学習衝撃損傷検出，第 35 回日本複合材料シンポジウム講演要旨集， pp. 79–80，2010 年 10 月，広島.

(8) ○鈴木良郎，轟章，水谷義弘，松崎亮介，抵抗温度特性利用の電気抵抗変化法による CFRP の損傷診断，日本機械学会 2010 年度年次大会，2010 年 10 月，愛知.

(9) ○鈴木良郎，轟章，水谷義弘，局所抵抗加熱を利用した複合材航空機構造の衝撃損傷診断，日本機械学会 2011 年度年次大会 DVD–ROM 論文集，No. J044022，2011 年 9 月，東京

(10) ○鈴木良郎，轟章，水谷義弘，松崎亮介，耐雷シールドを利用した抵抗加熱による複合材航空機構造内の衝撃損傷可視化技術，日本非破壊検査協会平成 23 年秋季講演大会講演概要集，pp. 133–134, 2011 年 10 月，兵庫.

(11) ○鈴木良郎，轟章，水谷義弘，松崎亮介，耐雷金属シールド利用の局所抵抗加熱による複合材航空機の全域損傷診断，第 36 回日本複合材料シンポジウム講演要旨集， pp. 65–66，2011 年 10 月，宮城.

(12) ○鈴木良郎，轟章，水谷義弘，抵抗熱利用の電気抵抗変化法による FRP 製旅客機構造の衝撃損傷検出，高温強度・破壊力学合同シンポジウム（第 15 回破壊力学シンポジウム），pp. 353–357, 2011 年 11 月，沖縄.

ポスター発表，査読なし

(13) ○鈴木良郎，轟章，高橋航圭，水谷義弘，松崎亮介，抵抗温度特性利用の電気抵抗変化法による CFRP の統計的損傷診断，日本機械学会 M&M 材料力学 2009 カンファレンス， pp. 437–439，2009 年 7 月，北海道.

(14) ○鈴木良郎，轟章，水谷義弘，松崎亮介，抵抗温度特性変化利用の電気抵抗変化法による CFRP の無学習損傷診断，M&M2010 材料力学カンファレンス， 2010 年 10 月，新潟.

(15) ○鈴木良郎，轟章，水谷義弘，耐雷システムを利用した電気抵抗変化法による複合材航空機構造の損傷診断，日本機械学会 M&M2011 材料力学カンファレンス，2011 年 7 月，福岡.

謝辞

本論文は，著者が東京工業大学 大学院理工学研究科 機械物理工学専攻の博士課程在籍中に，同専攻 構造システム科学講座 構造制御分野の轟章教授，水谷義弘准教授のご指導のもと，多くの方々にご協力を賜り，執筆したものです．稿を終えるにあたり，ここに記し深甚なる感謝の意を表します．

直接ご指導を頂きました轟章教授には，終始暖かく見守って頂きました．学生の主体性を尊重して下さる先生のもとであるから，私たちは既存の枠組みにとらわれず，研究のアイデアを自由に思索できるのだと思います．挑戦的な試みであっても力強く後押しして下さり，いつも学生の傍に立って，狭窄に陥りがちな我々の考えを補い，正し，厚みのあるものへと導いて下さいました．そのような先生の暖かいお力添えにより，困難な局面に差しかかった折にも，失敗を恐れず問題に取り組み，研究活動を楽しむことができたのだと思います．また，学会やワークショップに積極的に参加させて頂き，自身の研究成果を“正確に，端的に，魅力的に”伝えることの難しさと大切さを教えて頂きました．海外大学への短期留学の際にも，大きな後ろ盾となって頂きました．研究にとどまらず，先生に頂いたものは大変多く，ここに全てを記すことはできません．それらを今一度振り返り，今後も大切に胸に携えて参りたいと存じております．

水谷義弘准教授は，教育活動に非常に熱心に取り組んでおられ，いつも学生を第一に考えて下さる姿に，大きな感銘を受けました．先生の講義は，常に最新の話題や実験データを取り入れ，私たち学生にとって非常に興味深く，有意義なものでした．手で触れ，目で見る体験を大切になされ，大学祭では学部生や高校生を対象に，身近な楽器の音色を振動函数分解して表示したり，超音波探傷器を部材に押し当てて損傷を可視化したりと，誰もが興味の湧く工夫をたくさん取り入れ，教えられていました．また，ご多忙の中でも学生の教育や指導に多くの時間を割いて下さり，各学生を一人の研究者として尊重し，いつも暖かい眼差しを持ってご指導して下さいました．温かみに溢れ，人情に厚い先生のような教育者は，今後私が長い時間をかけて目指していきたい，とても大きな目標です．そのように熱心で生徒想いの先生がいらっしゃる講座で，長く学ばせて頂けたことは大変な幸福でありました．

2012 年 2 月　　鈴木良郎