航空機複合材構造の耐損傷設計に関する研究

平成10年7月

東京大学学位論文

菊川　眞紫

航空機複合材構造の耐損傷設計に関する研究

平成１０年７月

菊川　廣繁

航空機複合材構造の耐損傷設計に関する研究

目　次

第1章　序　論　1
1.1　本研究の背景　2
1.2　従来の設計と問題点　5
1.3　本研究の目的と意義　8
1.4　本論文の構成　15

第2章　新しい耐損傷設計基準の必要性　16
2.1　現在の複合材構造設計基準の限界　17
（1）現設計基準の分析　17
（2）破壊メカニズムの捉え方の違い　21
2.2　現状で十分な静強度設計　23
（1）静強度許容値を決める要因　23
（2）ばらつきに対する信頼性確保　25
（3）温度および湿度の影響　31
（4）孔あけに伴う強度低下　37
2.3　設計解析法の確立が必要な疲労強度設計　40
2.3.1　ファスナ継ぎ手と接着継ぎ手　40
2.3.2　S～N データ取得試験　42
2.3.3　S～N データ取得試験結果の考察　46
2.3.4　変動荷重下疲労寿命の解析方法　50
2.3.5　複合材継ぎ手の疲労寿命安全率　53
2.3.6　疲労強度設計の改善　58
2.4　ポストバックル設計の追加が必要な圧縮強度設計　60
（1）ノンバックル設計とポストバックル設計　60
（2）圧縮座屈実験データの分析(その1)：ハット型補強材平板　62
（3）圧縮座屈実験データの分析(その2)：Ｉ型補強材平板　66
（4）座屈破壊予知　76
（5）ポストバックル設計の可能性　82
2.5　第2章のまとめ　84

第3章　新耐損傷設計基準の提案　85
3.1　衝撃圧縮強度　86
（1）層間剥離面積と衝撃圧縮強度の関係およびその停留値　86
（2）実機で想定される衝撃損傷の計算例　89

（3）衝撃圧縮強度の見直し 91
（4）実験を行った材料 P3060,P2190,APC-2 の特性 92
3.2 層間剥離の進展と破壊 93
3.2.1 複合材料の孔あけ加工時に発生する欠陥 93
3.2.2 層間剥離進展データ取得試験 93
3.2.3 実験結果の分析 97
3.2.4 剥離進展解析法および残留強度解析法 101
3.2.5 耐損傷設計からの考察 110
3.2.6 耐損傷設計基準への反映 112
3.3 新耐損傷設計基準案 113
3.3.1 新耐損傷設計基準 117
3.3.2 設計方針の選択 122
3.4 第3章のまとめ 124

第4章 新耐損傷設計基準の応用 125
4.1 複合材構造の知的化への適性と問題点 126
4.2 損傷の早期発見と破壊予知 128
4.3 知的構造システムの設計概念 135
4.3.1 検知が必要な損傷や事象の大きさ 135
4.3.2 知的構造システムの基礎 138
4.3.3 知的構造システムの設計 145
4.4 知的化の効果 158
（1）設計許容値改善による軽量化 158
（2）故障率低減と飛行安全確保 167
4.5 第4章のまとめ 173

第5章 結 論 174
5.1 本研究の成果 174
5.2 今後の研究課題 180

Appendix 183
（1）複合材料試験データのワイブル分布適合度検定 183
（2）主翼構造重量に対する設計許容値の感度解析 188

謝 辞 190

参考文献 191

第1章 序論

現在計画されている超音速旅客機やスペースプレーンの実現には、現技術能力を遥かに超える軽量化が不可欠である。また、現在、設計寿命を超えて運用を続ける航空機の機数が増加しており、その安全確保が問題である。現在の複合材構造設計基準では、この超軽量構造の実現や長寿命運用時安全対策ニーズに応える構造を設計することができない。

上記ニーズに応えるため、筆者は本研究において、①損傷を許容することによって複合材構造を一層軽くできる耐損傷設計基準を作成するとともに、②その耐損傷設計基準を適用することにより積極的な軽量化と安全向上策がとれる知的構造システムを具体化する。

本研究におけるの筆者の立場は、従来の研究にない新しい設計基準を作成することにある。現在の複合材構造設計基準では、損傷進展許容構造や知的構造を設計することができない。損傷の進展を許容する設計概念（Growth Concept）と内部損傷を検知する概念（Detectable Concept）が設計基準に盛り込まれていないからである。本研究は、この両概念を盛り込んだ新しい耐損傷設計基準を作成する。

1.1　本研究の背景

複合材料構造の研究開発および実用化は、航空機から始まった。機体を軽く作ることが常に課題となる航空機構造の材料として、アルミニウム合金に比べ、大幅な軽量化ができたからである。実機への複合材料適用の歴史[1]をみると、軽量化の必要性の逼迫度の高い、即ち、コストより軽量を重視する軽量化設計が必要な機種から、また、飛行の安全を損なわない部位から順次適用範囲を広げ、現在の興隆をみるに至った経緯が分かる。

複合材料を最初に適用した機体は、１９５９年に初飛行したシコルスキー社のヘリコプターS-６１（適用部位はテールロータ・ブレードとキャノピー・フレーム）と１９６０年に初飛行したグラマン社の早期警戒機Ｅ－２（垂直尾翼と方向舵）である。いずれも新材料、即ち複合材料適用による軽量化設計であつた。機体の軽量化が性能向上に大きく寄与するヘリコプターでは、その後、１９６７年MBB社Bo１０５のメインロータ、１９７４年ボーイングCH-４７とベルAH-１Ｆのメインロータ、更に１９７５年シコルスキーUH-６０の胴体、水平尾翼へと、固定翼機をリードする形で複合材料の使用範囲が拡大されて行った。

民間旅客機では、軍用機に約１０年遅れ、１９７０年に初めてボーイングＢ７０７の複合材製フラップが試作されている。その後、ボーイングＢ７２７、Ｂ７３７、マクダネル・ダグラスDC-１０の尾翼や舵面への限定的な使用を経て、本格的な複合材構造部品の量産は１９８１年に初飛行したボーイングＢ７６７になる。この機体には、それまでの試作経験や飛行実績を基に複合材料が大量に使われた。適用部位は、昇降舵、方向舵、補助翼、スポイラー、脚扉、翼胴フェアリング、エンジン・ナセルと、２次構造部材（万一、破損しても飛行の安全を損なわない部材）の大半に複合材を使用し大幅な軽量化を図った。

主構造部材（破損すれば飛行の安全を損なう部材）への適用は、２次構造部材での十分な使用実績を踏まえて開始された。主構造部材への最初の適用は、やはり軍用機から始まる。１９７０年ノースロップF-５の胴体およびジェネラルダイナミックＦ１１１主翼等の試作を経て、１９７２年マクダネル・ダグラスＦ-１５尾翼、１９７６年ロックウエルB-1A胴体、１９７８年マクダネル・ダグラスＦ／A-１８主翼の本格的量産が始まった。

民間旅客機の主構造への適用は、１９８５年エアバスA310の垂直尾翼が最初で、１９８７年エアバスＡ３２０/３２１水平尾翼および垂直尾翼、１９８８年イリューシンII-９６胴体、１９９０年マクダネル・ダグラスMD-１１胴体、１９９５年ボーイングＢ７７７水平および垂直尾翼、胴体と適用部位を増やして行ったが、旅客機の主翼主構造を複合材料で作った例はまだない。

しかし、１９８０年代、民間ビジネス機の分野では、主翼主構造だけでなくほとんどの構造を複合材料で作ってしまう積極的な機体が数多く開発された。代表的な機体を挙げると、１９８１年リアファン２１００（全複合材構造）、１９８３年ファルコン１０（主翼）、１９８４年アプテック４００（全複合材構造）、１９８６年ビーチ・スターシップ２０００（全複合材構造）、１９８７年ドルニエ・シースターCD２（全複合材構造）、１９９１年アプテック４００Ａ（全複合材構造）などである。この分野では、機体構造質量の８０％以上を複合材料で作る全複合材構造が、一つのセールスポイントであった。

わが国では、１９７１年富士重工でヘリコプターHU-１Ｂテールロータへの複合材適用試作が行われ、１９７９年練習機Ｔ２の方向舵、輸送機C-１のスポイラー、哨戒機PS-１のフラップレールの試作および運用飛行試験が開始された。また、同１９７９年川崎重工でヘリコプターBK-１１７のメインロータ、テールロータ、尾翼の量産が始まっている。１９８１年富士重工でＴ-４の複合材製垂直尾翼のプロトタイプが試作され、１９８２年次期国産旅客機YXXの水平尾翼が三菱重工、川崎重工、富士重工三社の共同開発で試作された。現在では、１９９５年に初飛行したF-２の主翼、尾翼、舵面類の量産準備が三菱重工、富士重工において進められている。なお、前述のボーイングＢ７６７（１９８１年初飛行）およびＢ７７７（同１９９５年）の脚扉、翼胴フェアリングは富士重工で量産している複合材製品であり、１９８０年代にはわが国の設計および生産技術が高く評価され、国際共同開発の場で活躍できる技術の一つになった。

これら広範囲にわたる航空機への複合材料適用の特徴は、強度を最大限に発揮するため、長繊維強化による積層構造である。強化繊維としては、１９７０年に初飛行したグラマンＦ１４の尾翼までボロン繊維が使われていた。１９７２年初飛行のＦ１５では尾翼と舵面に従来通りボロン繊維が使われたが、スピードブレーキに新しい炭素繊維が使われた。その後現在に至るまで、特殊な用途でSiC繊維が使われているものの、価格的に有利な炭素繊維がほとんどの機体に使用されている。樹脂は、初期から現在に至るまで性能改善が行われたものの、熱硬化型のエポキシ樹脂が多用されている。耐熱性の要求からビスマレイミド樹脂やポリイミド樹脂が使われることもあった。最近の研究では、超音速旅客機SSTへの適用を想定して、リサイクル可能な耐熱型の熱可塑樹脂が開発されている。

現在、予め繊維を３次元や2.5次元の形に織っておき、それに樹脂を含浸することによって積層する手間を省く新しい成形法 RTM(レジン・トランスファー・モールディング）などの低コスト化を狙った成形技術が研究開発されている。しかし、樹脂は目的に合わせて選ぶものの、複合材料の強度を最大限に引き出し構造を一番軽く作る（軽量化設計）方法としては、長繊維が一方向を向いて並んでいるプリプレグを希望する方向に積み重ねて作る長繊維強化積層複合材構造が、今後も主として使われ、新しい低コスト型成形法（低コスト設計）と使い分ける形で活用されるであろう。

現在の設計がどの程度、複合材料の能力を引き出しているかを定量的に把握するため、次に定義する三種の強度を比較した。

(a)繊維破断強度：強化繊維の破断が構造の最終破壊であるとした時の強度。その最終強度を１００％として、以下の強度を評価した。

(b)残留強度：樹脂の劣化・破断や小さい層間剥離があっても保持できる強度。複合材構造を更に軽く作ることができる余地の目標となる。

(c)現在の設計基準強度：９０°方向の破断（樹脂の破断）で引張強度を決め、制限荷重以下での座屈を許さない（ノンバックル設計）、また、衝撃圧縮強度（CAI）を停留値以上としない現在の設計基準にもとずく強度。この基準でも、アルミニウム合金構造に比べ２０～４０％の軽量化ができる。

表1.1－1　設計基準の違いによる強度比較

	(a)繊維破断強度	(b)残留強度	(c)現在の設計基準強度
①引張強度	１００％	１００％	５０％
②衝撃圧縮強度	１００％	４０～６０％	２０～３０％
③座屈強度	１００％	１００％	４５％

（注）複合材料の種類によって力学特性が異なるので、値は大略値である。

残留強度と現在の設計基準強度との比は、約２倍ある。構造には①－③が設計標定とならない部分があるので、この比がそっくり軽量化に寄与するわけではないが、おおよそ５～１０％更に軽量化が可能である。

樹脂の劣化や破断、サイズの小さい層間剥離は、直ちには構造全体の破壊につながらないので、これらの損傷を許容しても安全性を損なわない新しい設計基準を作成して複合材構造を設計すれば、上表の残留強度レベルに強度を上げることができ、更に軽量化を図ることができる。また、内部損傷を自己検知するセンサを内蔵させ構造を知的化すれば、外側からの発見が難しい損傷を許容することによる安全性の低下を防ぐばかりか安全性を向上させることができる。この知的化は、最近、機数が増加傾向にある設計寿命（２０年～３０年）を超えて運用する航空機に重要な安全対策を与える。

1.2　従来の設計と問題点

長繊維強化による積層複合材料の特性を構造設計の立場から分析すると、次ぎの点で本来強化繊維が持つ高強度・高剛性を生かし切れていない。

①引張強度：強度や剛性を低下させる種々の事象、例えば、ボイド、高温による劣化などの中で最も強度レベルの低い事象である９０°方向の破断（本質的には樹脂の破断）が起こらない範囲内で使用している。０°方向の破断（本質的には強化繊維の破断）伸びは１％以上あるのに対し、９０°方向の破断伸びは約０.５％である。従って、繊維が持つ伸び特性の５０％

程度しか使っていない。

②圧縮強度：0°方向の圧縮破壊が縮み量で１％程度であるのに対し、９０°方向の圧縮破壊縮み量は２％程度ある。従って、強化繊維の縮み特性は十分生かされるといえるが、衝撃圧縮強度（CAI）の問題がある。具体的な例を挙げると、積層構成［$\pm 45_3$/0/90/0_2/90_3/0_2/90/0/+45］s からなる積層板の０°方向の圧縮破壊は、層間剥離がない場合、縮み量０.９％で起こる。衝撃エネルギー・レベルを高くしていくと、層間剥離が発生する面積が増え圧縮強度が落ちる。しかし、縮み量で０.２～０.３％の低い圧縮強度になるとそれ以上落ちない停留値がある。これまでの設計では、エネルギー・レベルの議論をあまりしないで、この停留値を設計許容限界とした。こうした衝撃圧縮強度でみると、繊維が持つ縮み特性のせいぜい３０％程度しか使っていない。

③座屈強度：縦通材やフレームで補強された補強パネルにおいて、外板の板厚が1.0 mm（８プライ）程度に薄くなると、圧縮あるいは剪断初期座屈が破壊荷重の２０％以下と低いレベルで起こる。座屈に伴い面外変形が起こり２次的な内部歪が発生する。この２次的な歪が繰り返し負荷されると樹脂が劣化するので、それを避けるノンバックル設計、即ち、制限荷重*以下で座屈させない設計を行うと、終極荷重**を座屈破壊荷重の３０％以下とすることになり、繊維強化による高剛性が十分に生かせない。

*制限荷重＝２０年～３０年間使用する機体が一生に一度経験する運用上の最大荷重、有害な変形が起こらないことや残留変形が残らないことを保証する

**終極荷重＝壊れないことを保証する最大荷重、通常、制限荷重に５０％の安全余裕をとつて設定する、制限荷重の1.5倍

これらの問題は、繊維の特性と樹脂の特性とのアンバランスとして早くから指摘され[2)～5)]、①は樹脂の破断伸びの改善、②は層間を強くするブリッジング

効果を発揮できる粘っこい樹脂の開発という形でタフレジンの研究開発が進められた。しかし、現在まだ強化繊維の特性を１００％引き出せる樹脂の開発はできていない。③は１９９０年に運航を開始したマクダネルダグラスMD－１１の補助翼の開発に際し、制限荷重以下で座屈するポストバックル設計を行い、８プライの積層板（板厚1.0 mm)で製作した経験はある[6)7)]。初期座屈を座屈破壊荷重の1.5分の１以上で起こさせる設計はできる。しかし、この場合、板厚および繊維配向の自由度を持つため約２０プライの積層(板厚2.6 mm）が必要である。板厚が1.0 mm 程度から2.6 mm 程度まで増えると、板厚の増加にともない初期座屈が起こる歪も増える。高歪でのポストバックル設計に問題がないかどうかは未確認である。荷重密度の高い戦闘機などの構造では、複合材料の板厚は５～２０ mm程度の厚板になり、ポストバックル設計の必要性はほとんどない。しかし、板厚１～３ mmは、旅客機やビジネス機の構造で一番使いたい領域であるので、ポストバックル設計の可能性は大事な課題である。

以上述べたように、１９５０年代後半から複合材構造の研究開発および実用化を航空機がリードしてきた。その間、新しい繊維や樹脂の開発、成形技術の発展に歩調を合わせ、設計手法にも改善が加えられた。４０年経った現在では、アルミニウム合金構造に比べ、主構造部材で２０～３０％の軽量化が、２次構造部材では３０～４０％の軽量化が達成でき、繊維・樹脂、構造成形および設計技術ともに成熟した感がある。しかし、材料の特性を生かし切る設計という一面でみたときでさえ、①～③で指摘した繊維と樹脂との特性のアンバランス問題がある。簡単に言ってしまえば、強化繊維が持つ高強度・高剛性に比べて、樹脂の強度がかなり低いことに起因する問題であり、繊維に追い付く樹脂の改善が必要であると短絡的結論に陥りやすい。しかし、これら樹脂の問題が直ちに構造全体の破壊につながるものではないので、樹脂の破断や劣化を直ちに強度限界とする現在の設計手法には改善の余地がある。即ち、複合材構造を更に軽く作る余地がある。

1.3　本研究の目的と意義

航空機構造の設計概念は、疲れ破壊が原因で起こった大きい事故を契機に、アメリカ連邦航空局の規定 FAR、軍規定 MIL スペック、わが国の耐空性審査要領等が見直される形で、変革を遂げ安全性を向上させてきた。図1.2－1にその変遷を示す。１９５３年および１９５４年に起きたコメット機の事故で金属疲労の問題が認識され、セーフライフ設計が本格的に始まった。セーフライフ設計は、機体の一生の間、構造にクラック等の有害な傷を発生させない強度設計を行う。その後、構造部材の一部が破損しても構造全体の破壊につながらないフェールセイフ設計が導入され、目視による外観検査で確実に見つかる大きい損傷に対する安全対策がとられた。しかし、１９６９年に起きたF-111事故の原因は、翼の後退角を変化させる機構のピボットに製造時付けられた非常に小さい傷であつた。ピボットを加工した時に付けられ、検査で発見されないまま機体の運用が始まり、その小さい傷が起点となって疲労クラックが大きくなり、破壊に至った事故であった。このことから、製造時に付けられ検査で発見できない小さい初期傷が、機体の運用開始当初から、必ず構造に存在することを前提とした耐損傷設計が導入された。

耐損傷設計導入初期は、1.27mmR のコーナー・クラックや 6.35mm 長の板厚貫通クラック等比較的大きい初期傷が一番厳しい場所に一つ存在する仮定（シングル・クラック）で設計を行っていた。

しかし、１９８８に起きたアロハ航空Ｂ７３７の事故は、小さい傷が最初から同時に多数存在することを考えないと防ぐことができないので、マルチプルサイト・クラックの概念が導入され、安全性の向上が一段と図られた。

以上、航空機構造の疲れ設計は、アルミニウム合金構造を中心に、最初、有害な欠陥が一生発生しないセーフライフ設

表１.２－１　耐損傷設計基準の経緯

年	事故（●）及び対策（○）
1953	●英国、コメット機連続空中分解
1956	○耐空性基準に疲労強度設計要求
1965	○米国空軍ASIP 計画スタート
1969	●F-111,C-5A事故
1972	○ASIPスペックMIL-STD-1530
1974	○MIL-A-83444でDTD要求
1975	○ASIP MIL-STD-1530A及び耐久性要求MIL-A-8866B
1978	○FAAがFAR25.571改訂,DTD要求
1978	○英国、既存機の構造再評価ガイド
1981	○FAA,同上主旨のAC91-56
1988	●アロハ航空737事故

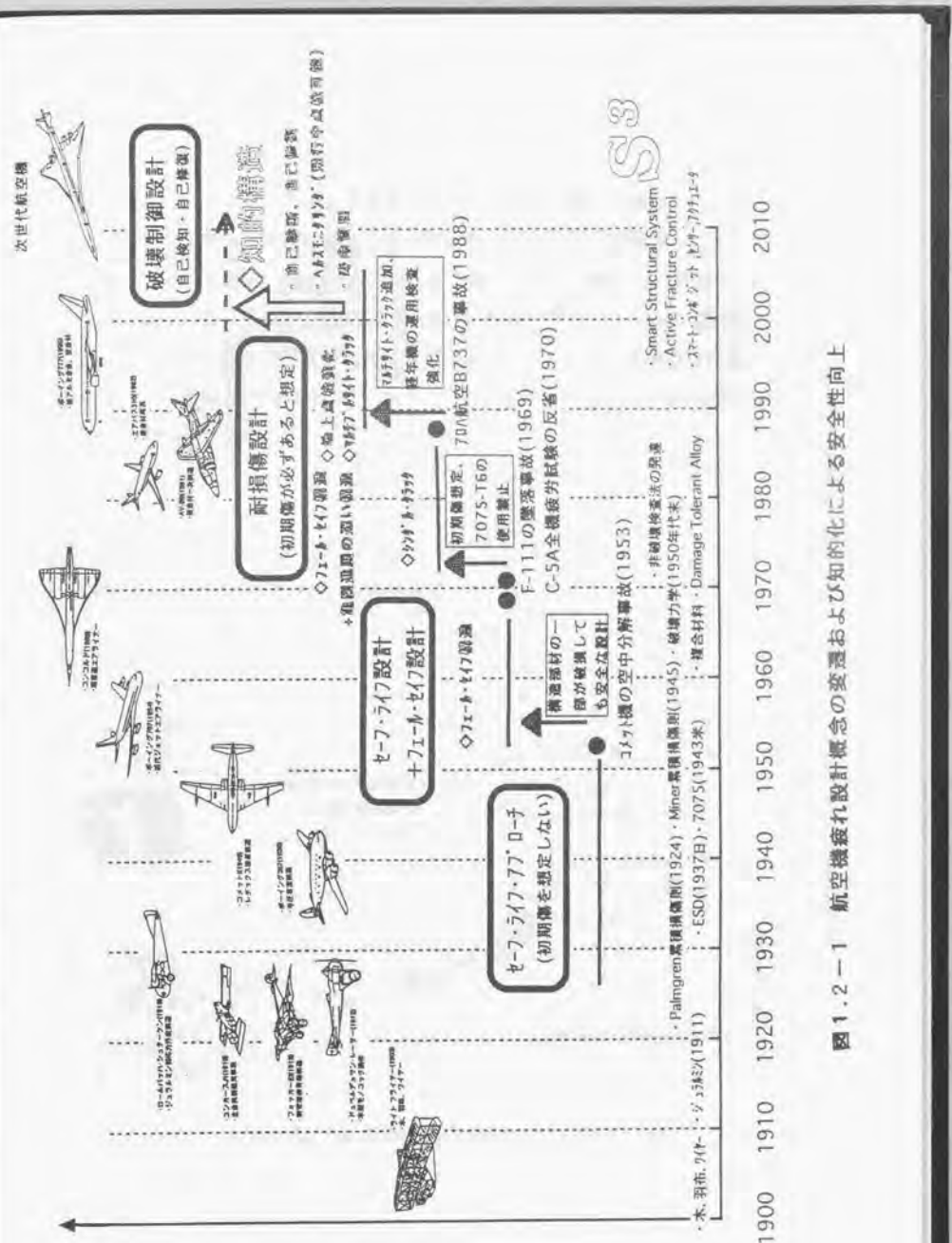


図１.２－１　航空機疲れ設計概念の変遷および知的化による安全性向上

計に始まり、部材の一部が破損しても必要強度を保持できるフェールセイフ設計へと進み、運用初期から傷の存在を前提とする耐損傷設計へと発展を遂げた。耐損傷設計（DTD）の設計基準は、表1.2－1に示す経緯で整備された。 考え方は、初期傷が必ず存在すると仮定し、その傷が成長して大きくなっても壊れない、また運用中の検査で大きくなった傷を発見し修理する設計である。図1.2－2[8]および図1.2－3[9]にその設計概要を示す。以上は金属材料を対象にした基準である。しかし、複合材料に対する耐損傷設計要求は、FAA AC 20-107A[10]にあるが、金属材料ほど設計基準が明確でない。

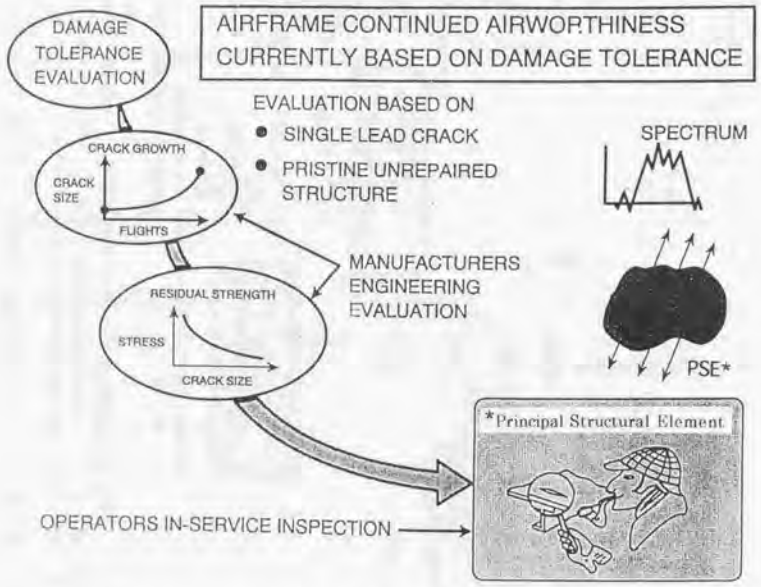
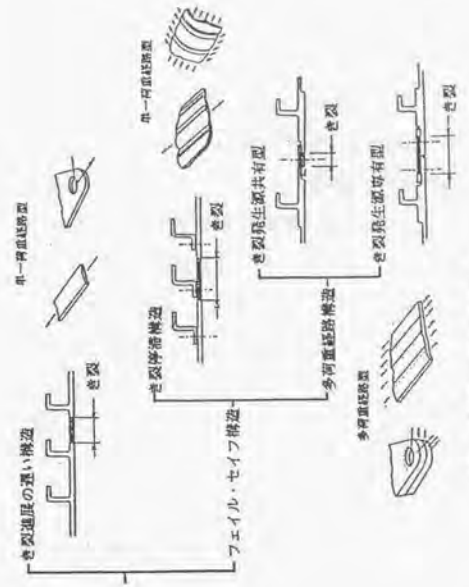
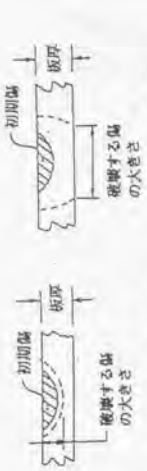


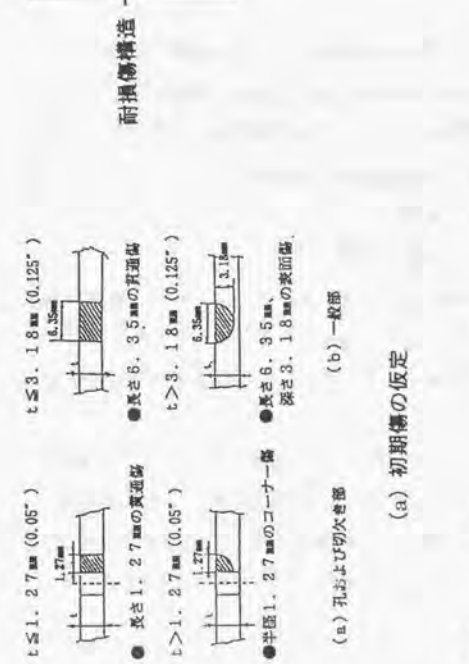
図1.2－2[8] 現在の耐損傷設計の設計概念

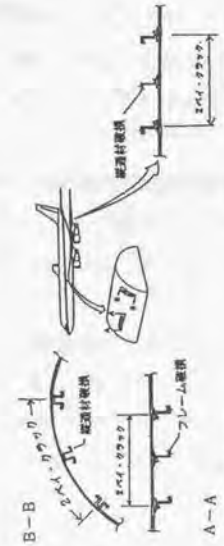


(c) 構造様式の分類



(d) Leak before Break 設計基準





(b) 2ベイ・クラック残留強度

図1.2－3[9] 金属構造の耐損傷設計：初期傷、残留強度、構造様式の考え方

複合材構造の疲れ設計は、既にアルミニウム合金構造に適用されていた設計概念を踏襲する形で始められた。[10][11] しかし、金属の疲労は引っ張り荷重下で顕著に起きるが、複合材料では圧縮荷重下で顕著である。発生する損傷もアルミニウム合金とは全く違い、層間剥離の進展挙動もアルミニウム合金の亀裂進展挙動と全く違う。このように金属と異なる複合材料の性質を挙げると限がない。フェールセイフや初期傷存在の設計概念は踏襲できても、設計法、解析法は異質のものである。複合材料が示す特異な現象（正確には、アルミニウム合金などの金属材料では経験したことのない現象）の各々については、ここ３０年来、多数の優れた研究者が意欲的に研究を進め、詳しく調べた研究論文が数多くある。しかし、それらの多くの研究成果が複合材構造の設計思想として、あるいは設計法・解析法として凝縮しているかどうかは疑問である。

本研究のテーマは複合材構造の新しい設計基準の提案である。筆者が複合材構造の設計に始めて取り組んだのは、１９７１年であった。ヘリコプタのテールロータが最初であった。それ以来、多くの複合材構造の研究や開発に従事した。手元に豊富な実験データがある。筆者が本研究において目的とするところは、その豊富な実験データの分析（本研究に当たり新しい目で再分析した）と設計経験に基づき、従来の研究にはない①新しい耐損傷設計基準の作成と、②その基準を適用した知的構造システムの具体化にある。

本研究の目的

①新しい耐損傷設計基準の作成：現在の設計基準では許されない樹脂の破断や劣化、小さい層間剥離など、直ちには構造全体の破壊につながらない損傷を許容することによって、現在の設計基準より更に軽量化できる複合材構造の耐損傷設計基準を作成する。

②知的構造システムの具体化：上記設計基準を適用することにより積極的な軽量化と安全向上策がとれる知的構造システムを具体化する。知的構造は、光ファイバー等のセンサを内蔵して損傷を自己検知させ、外部検査では発見できない内部損傷（マイクロクラックや層間剥離など）を許容する構造である。

現在計画されている超音速旅客機やスペースプレーンは、現技術能力を遥かに超える軽量化が機体成立に不可欠である。また、現在、設計寿命を超えて運用を続ける航空機の機数が増加しており、その安全確保が問題である。現在の複合材構造設計基準では、この超軽量構造実現や長寿命運用安全対策の基本となる損傷進展許容構造や知的構造を設計することができない。損傷の進展を許容する設計概念（Growth Concept）と内部損傷を検知する概念（Detectable Concept）が設計基準に盛り込まれていないからである。

本研究の立場と意義は、従来の研究では行われていない、この両概念を盛り込んだ新しい耐損傷設計基準を作成することにある。新しい設計概念に基づく構造、例えば知的構造システムの構築には、複合材料、センサ、アクチュエータなど器材に関する新技術が大切なことは勿論であるが、システム作りの考え方の基本である新しい設計基準（Design Principles and Criteria）の策定こそ最重要である。本研究で提案する新しい設計基準が従来の複合材構造設計基準と異なる点を明確にするため、図１.２−４を作成した。この図から、従来の基準がカバーする狭い限られた設計領域と新しい基準が拡大を図る広い設計領域との差を読みとることができる。

横軸に損傷進展を許容するかしないか、縦軸に内部損傷の自己検知を前提とするかしないかを取っている。セーフ・ライフ設計からフェール・セーフ設計へ、更に耐損傷設計へと進歩した第３象限が従来の設計基準でカバーできる領域である。新しい耐損傷設計基準は、第３象限を含め第４象限と第１象限をカバーする。

第４象限は、直ちには破壊につながらない損傷とその進展を許容する設計で、損傷進展許容構造である。疲労寿命のように実験あるいは解析によって寿命を決めることができ、安全に使用できる期間を予め設定できる構造が対象である。強度劣化が非常に微細なメカニズムによって起こり、センサを内蔵しても検知が難しいため、内部損傷検知を前提としない。最近の民間旅客機では、容易に目視発見が可能な損傷を、発見次第直ちに修理することを前提に許容し、修理までの期間は制限荷重（終極荷重ではない）あるいは安全飛行継続荷重に耐荷

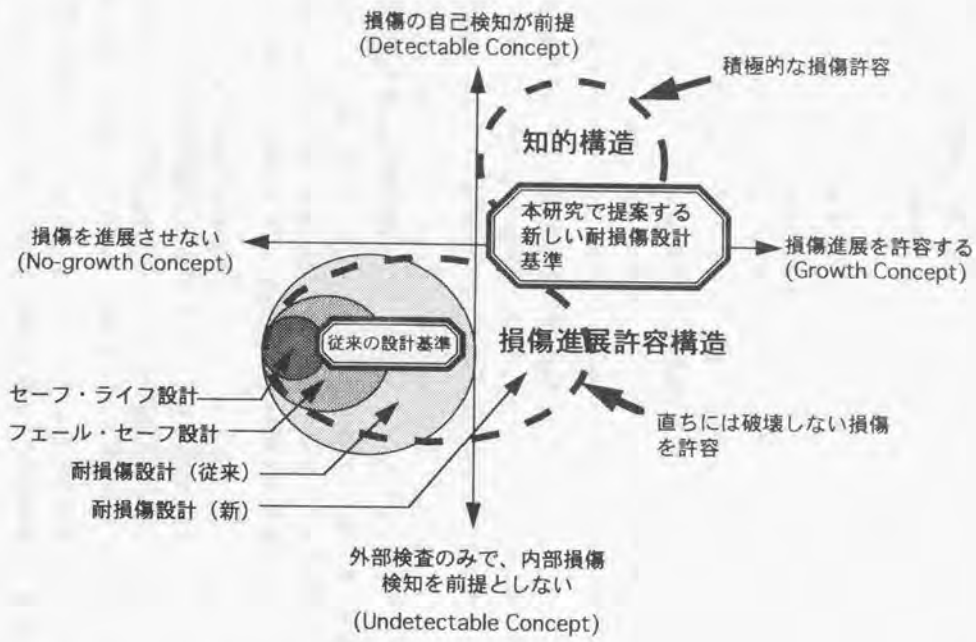


図1.2−4　従来の複合材構造設計基準と新耐損傷設計基準との対比

する設計を行っている。これは、従来の設計基準から第４象限側へ一歩前進した設計概念である。

第１象限は、外部損傷は勿論内部損傷も自己検知し、損傷の進展を許容あるいは抑止する設計で、知的構造の領域である。センサを使って内外部損傷の自己検知、アクチュエータを使って損傷の進展を抑止する。

１．４　本論文の構成

第１章は序論であり、本研究の背景、現設計の問題点を述べるとともに、本研究の目的、立場と意義についてのべた。

第２章では、現在の複合材構造設計基準で設計できることとできないことを明確にした上で、新しい耐損傷設計基準の必要性を述べる。その論拠を補強するため、静強度、座屈強度、疲労強度の設計法を分析し、現在の設計基準が巨視的で外観的な 破壊現象 で強度を論じ、損傷進展（Growth Concept）や内部損傷検知（Detectable Concept）の損傷を根拠に強度を論じていないことを明確にする。

第３章では、新しい耐損傷設計基準を提案する。基準の作成に当たっては、衝撃圧縮強度（ＣＡＩ）、損傷進展、残留強度の試験データを分析して設計解析法を導くとともに、初期傷の大きさ、位置等の設計要件を整備する。

新耐損傷設計基準は、損傷の大きさと損傷進展速度及び残留強度との関係を明確に記述できる。

第４章では、その新耐損傷設計基準の応用により、積極的な軽量化および安全向上策がとれる知的構造システムについて、設計概念を具体化する。

第５章で、結論を述べる。

第２章　新しい耐損傷設計基準の必要性

本章で筆者は、現在の複合材構造設計基準で設計できることとできないことを明確にした上で、新しい耐損傷設計基準の必要性を述べる。その論拠を補強するため、静強度、疲労強度、座屈強度の設計法を分析し、現在の設計基準が巨視的で外観的な現象根拠型で強度を論じ、損傷進展（Growth Concept）や内部損傷検知（Detectable Concept）の損傷根拠型で強度を論じていないことを明確にする。

２．１　現在の複合材構造設計基準の限界

現在、複合材を使った航空機構造ではアルミニウム合金構造に比べ、主構造部材で２０～３０％、２次構造部材で３０～４０％の軽量化が達成されている。しかし、現在計画されている超音速旅客機やスペースプレーンの実現には、５０％以上の軽量化が必須で現技術を遥かに超える超軽量構造が必要となる[1]。

また、航空機は２０年あるいは３０年の運用寿命を想定して設計されている。しかし、最近、この設計運用寿命を超えて使用される機体が増加した。図２．１－１に示す２０年を超える民間旅客機の機数増加[2]は、運行会社の経済事情から容易に新製機を購入できないためである。図２．１－２に示す軍用機の延命[3]は、危機の減少により軍事予算が削減され、新機種を開発できなくなり、現役機を延命してできるだけ長く使う必要が出てきたためである。

航空機複合材構造の現設計基準では、これら超軽量構造の実現や延命機の安全評価ができない。損傷の発生・進展を許容する設計概念(Growth Concept)と内部損傷を検知する概念(Detectable Concept)が設計基準に盛り込まれていないからである。この両概念を盛り込んだ新しい複合材構造設計基準が必要である。

筆者は、この章において、現在の複合材構造設計基準で設計できる事とできない事を細部にわたり分析を行い、新しい耐損傷設計基準に盛り込むべき設計要件を明確にする。

（１）現設計基準の分析

損傷の発生・進展を許容する設計概念と内部損傷を検知する概念を取り込むために必要な設計項目をリストアップし、その各項目について現基準での設計可能性を検討した。結果を表２．１－１に示す。

現基準で設計ができない主な項目は、

①損傷進展解析と残留強度解析の方法が未確立であること、および、

②設計の基本で解析の初期条件を与える初期損傷と運用に入ってから発生する損傷の大きさ、位置に関する規定がないことである。更に、

③損傷に対する設計方針に関する指針がないことである。

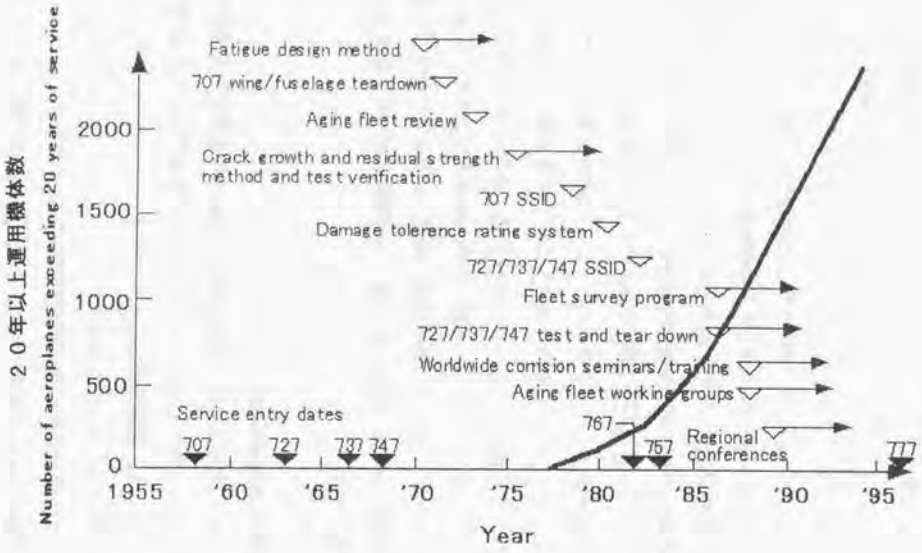


図２.１－１[2)]　２０年を超えて運用している機体の増加

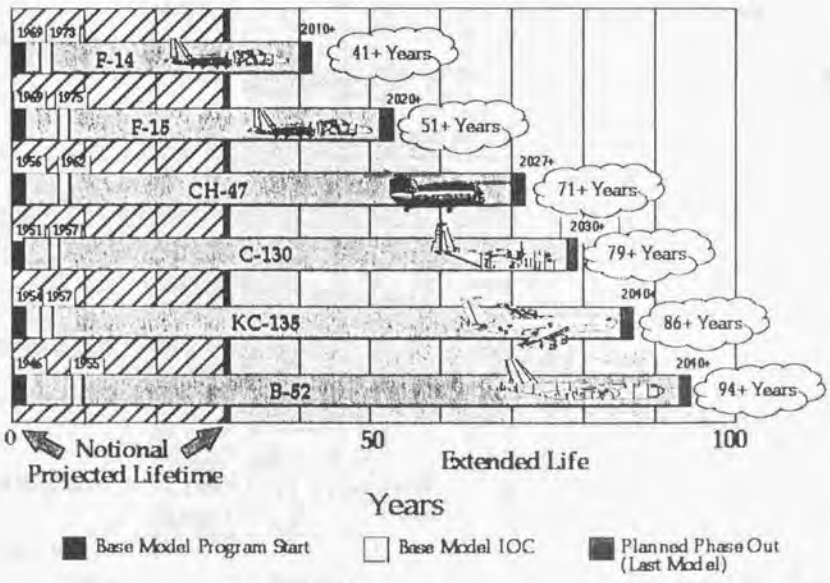


図２.１－２[3)]　危機減少・軍事予算削減による現役機の延命

表２．１－１　現在の複合材構造設計基準の設計限界

破壊メカニズムの捉え方	新耐損傷設計基準が拡大を図る設計項目	新耐損傷設計基準の設計細目	現在の複合材構造設計基準	現基準での設計可能性（○可能;×不可）
現象根拠型	静強度設計	積層構成によるレイアップ効果	解析法確立。試験法も標準化。	○
		ばらつきに対する信頼性確保	試験データ分析により確保	○
		温度および湿度の影響	試験データ分析により影響把握	○
		孔あけに伴う強度低下	試験データ分析或いは解析により低下量把握	○
現象根拠型	疲労強度設計	一定振幅荷重寿命(S-Nデータ)	試験データより求める	○
		継ぎ手降伏寿命	降伏基準あり	○
		変動荷重寿命	精度の良い解析法なし。試験で求める。	×
		疲労寿命安全率	基準なし	×
現象根拠型	ポストバックル設計	圧縮座屈強度、剪断座屈強度	ノンバックル設計	×
損傷根拠型	衝撃圧縮強度(CAI)	異物衝突による層間剥離の大きさに基づき求めるＣＡＩ	検査による発見が困難なため停留値強度以下で使用。軽量化の面から改善余地大。	△（改善余地大）
損傷根拠型	耐損傷設計	初期傷の大きさと位置（初期損傷モデル）	基準なし	×
		ﾏﾄﾘｯｸｽ・ｸﾗｯｸの発生と進展（損傷発生モデル）	ﾏﾄﾘｯｸｽ・ｸﾗｯｸが発生しない引張荷重範囲で使用する。	△（改善余地大）
		損傷進展	解析法および試験法ともに未確立	×
		残留強度	解析法および試験法ともに未確立	×
		ＣＡＩ許容値の改善	損傷検知を前提としない設計のため改善無理	×
		耐損傷構造の分類	設計思想の明確化のため必要だが、分類なし	×

この分析を通じ分かったことは、現設計基準が巨視的・外観的に強度を論じ、内部損傷にまで立ち入った論点がないことである。

（２）破壊メカニズムの捉え方の違い

強度の論点、即ち、物が壊れる破壊メカニズムの捉え方を大きく分類すると、現象根拠型と損傷根拠型に分けることができる。その分類を図２．１－３にかす。

現象根拠型は、壊れる現象を外観的、巨視的に捉え、損傷の存在を直接捉えない。例えば、単なる荷重の繰り返し数Ｎだけで疲労寿命を決めるＳ－Ｎデータの考え方や破壊するかなり前に発生する座屈を圧縮強度の限界とする考え方がこの現象根拠型の捉え方である。表２．１－１から分かることであるが、現設計基準は現象根拠型で構成されていると言える。

一方、損傷根拠型は、損傷の種類・大きさ・位置から破壊強度を求める考え方である。例えば、衝撃損傷の大きさから破壊強度を求める衝撃圧縮強度（ＣＡＩ）がこの損傷根拠型による捉え方である。一般的な設計手法としては、マイクロメカニズムやマクロメカニズムを駆使して複雑な内部応力分布解析、損傷進展解析および残留強度解析を行って破壊強度を求める。これらの解析は、従来の設計基準にはなかった設計要件である。

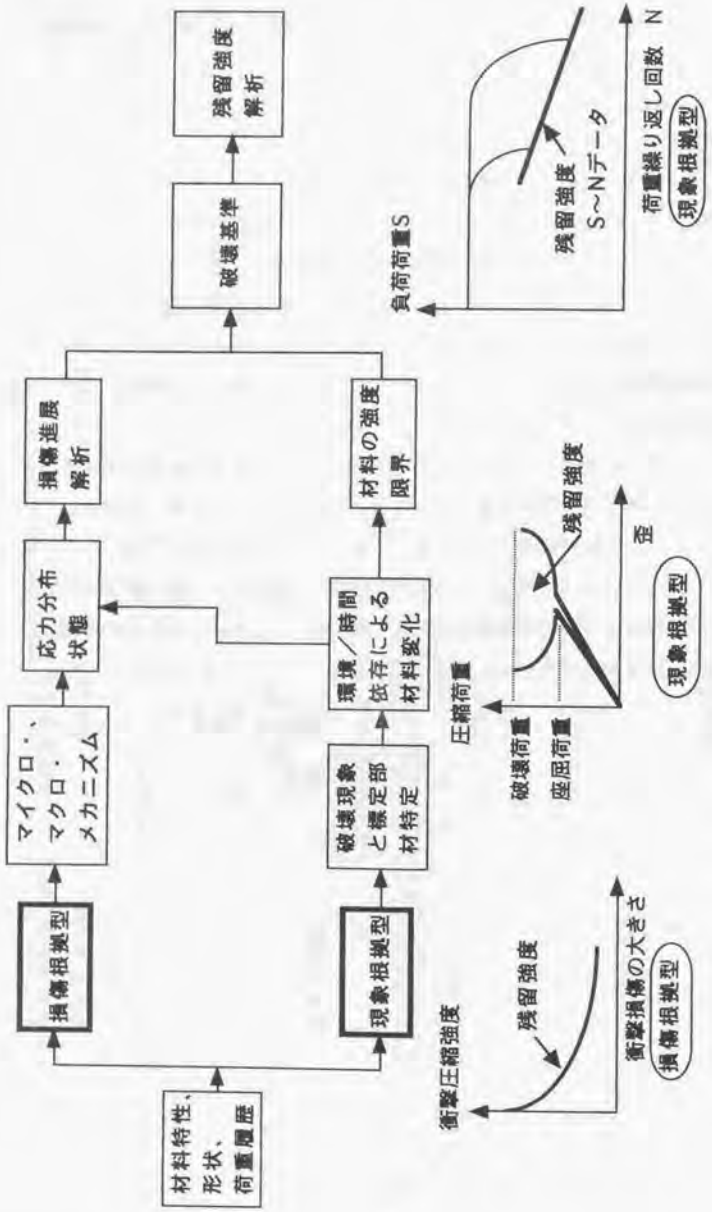


図２．１－３　破壊メカニズムの捉え方の分類：現象根拠型と損傷根拠型

２．２　現状で十分な静強度設計

静強度設計が、強度を現象根拠型で捉えていることを示す。

強度設計を大きく分けると、静強度設計と疲労強度設計の二つに分かれる。静強度設計は、航空機が一生に一度しか会わない、あるいは、設計荷重の大きさの決め方から言って確率的に遭遇することがないかもしれない、大荷重に対して、破壊しないようにする設計である。疲労強度設計は、荷重は比較的小さいが遭遇する頻度が多い繰り返し荷重に対して、破壊しないようにする設計である。静強度では荷重の大きさが問題となり、疲労強度では荷重の頻度が問題となる。

本項では、現在の静強度の設計許容値の決め方について整理し、損傷の種類・大きさ・位置に関係しない現象根拠型で強度を捉えている根拠を示す。設計許容値は、大荷重に対して部材が耐えうる能力の限界値を決めたものである。設計許容値は、部材の材質、寸法、形状、荷重の種類（引張、圧縮、曲げ、剪断等）などによって異なるが、逐一設定されている。

（１）静強度許容値を決める要因

静強度の許容値に大きい影響を与える要因は、積層構成によって強度、剛性が変るレイアップ効果（異方性を持つ複合材料では当然のことであるので、取り扱わない）を除けば、次の３つである。

①金属材料に比べて大きいばらつきに対する信頼性確保、

②高低温度および湿度による樹脂の劣化に基づく強度低下、特に高温／吸湿（hot/wet）時の強度低下、

③孔あけに伴う強度低下、複合材料は金属材料ほど降伏特性を持たないので切り欠き（ノッチ）に対して敏感である。

静強度の設計許容値は、次のようにして決められている。

設計許容値＝（試験平均値）× f1 × f2 × f3 × f4　　(1)

ここで、　f1：試験結果のばらつきに対して、信頼性を確保するために取るノックダウン・ファクタ

f2：温度、湿度による環境劣化の程度を表わすファクタ

f3：孔あけよる強度低下の程度を表わす切り欠き敏感度ファクタ

f4：その他のファクタ

図2.2－1に、(1)式を図化して示す。詳しく後述するが、図中に f1, f2, f3 の大体の目安を示す。f4 には、板の端からファスナ孔までの距離（エッジ・ディスタンス）やファスナ間の距離（ファスナ・ピッチ）が短いと面圧強度が低下する寸法効果などがある。しかし、通常は距離を確保して強度低下を防ぐ構造設計を行うので、この種のファクタ f4 について、ここでは取り扱わない。

ばらつきに対するノックダウン・ファクタ f1 について（2）項で、環境劣化ファクタ f2 について（3）項で、切り欠き敏感度ファクタ f3 について（4）項で、各々考察する。

図中に、衝撃圧縮強度 CAI（Compression strength After Impact で通常 CAI と略する ）を併記してある。現在の設計基準では CAI 許容値を極めて低い水準に抑えてあり、これを改善できれば、複合材構造をもう一段軽くすることができる。本研究の主テーマである、損傷を許容し更に軽量化できる耐損傷設計基準の作成に当たって欠かせない検討課題である。衝撃圧縮強度 CAI 許容値の現状については、3.1 項で取り上げる。

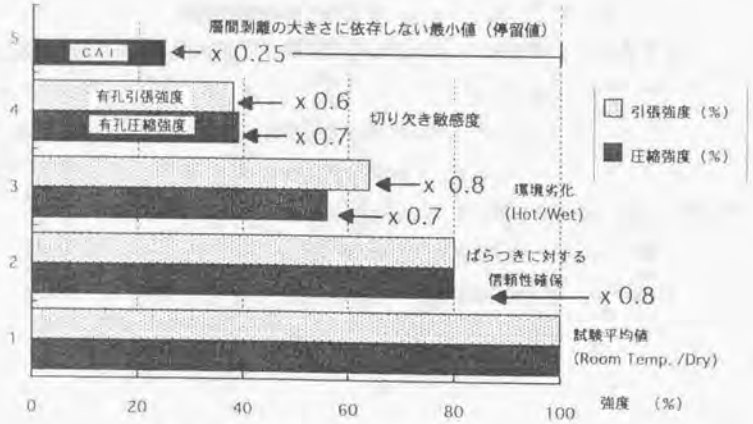


図2.2－1　静強度設計許容値を決める要因

（2）ばらつきに対する信頼性確保

複合材料は、強度のばらつきが航空機構造の主材料であるアルミニウム合金などの金属材料に比べて大きい。表2.2－1および図2.2－2に、変動係数（標準偏差／平均値）でその比較を示す。大雑把に言って、アルミニウム合金が1％～3％であるのに対して、複合材料は5％～15％である。 0°，±45°，90° 層を配向した積層板になると 8%程度に納まるが、0° あるいは 90° の単層板では10％を超える。

表2.2－1　複合材料とアルミニウム合金の変動係数

複合材料：T300/3601 および T300/5208

	積層構成	荷重	変動係数 CV(%)	供試体数 n
複合材料	[0]	引張	13.30	5
	[0]	圧縮	7.00	5
	[±45]	剪断	1.40	5
	[90]	引張	15.70	13
	[90]	圧縮	11.50	5
	[±45/0$_2$/90/0$_3$/∓45]	引張	10.00	11
	[(±45)/0/(0,90)/0$_2$/(±45)]	引張	8.55	12
	[±45/0$_2$/90/0$_3$/∓45]	圧縮	8.96	7
	[(±45)/0/(0,90)/0$_2$/(±45)]	圧縮	12.10	11
	[±45$_2$/0$_5$/90]s 孔付き	引張	7.64	7
	[±45$_2$/0$_5$/90]s 平板	ｸﾘｯﾌﾟﾘﾝｸﾞ	9.29	7
	[±45$_2$/0$_5$/90]s T型材	ｸﾘｯﾌﾟﾘﾝｸﾞ	5.99	6
ｱﾙﾐﾆｳﾑ合金	7075-T651 (L)	引張	1.80	10
	7075-T651 (LT)	引張	0.50	10
	7075-T651 (LT)	引張	1.10	9
	7075-T7351 (L)	引張	1.40	10
	7075-T7351 (LT)	引張	0.60	10
	7050-T736	引張	1.60	17
	7475-T7351 室温	引張	2.90	13
	135℃ 8時間	引張	2.30	18
	149℃ 2時間	引張	0.70	17
	163℃ 3/4時間	引張	2.30	18
	2219-T31	引張	0.30	7
	2219-T81	引張	0.50	9

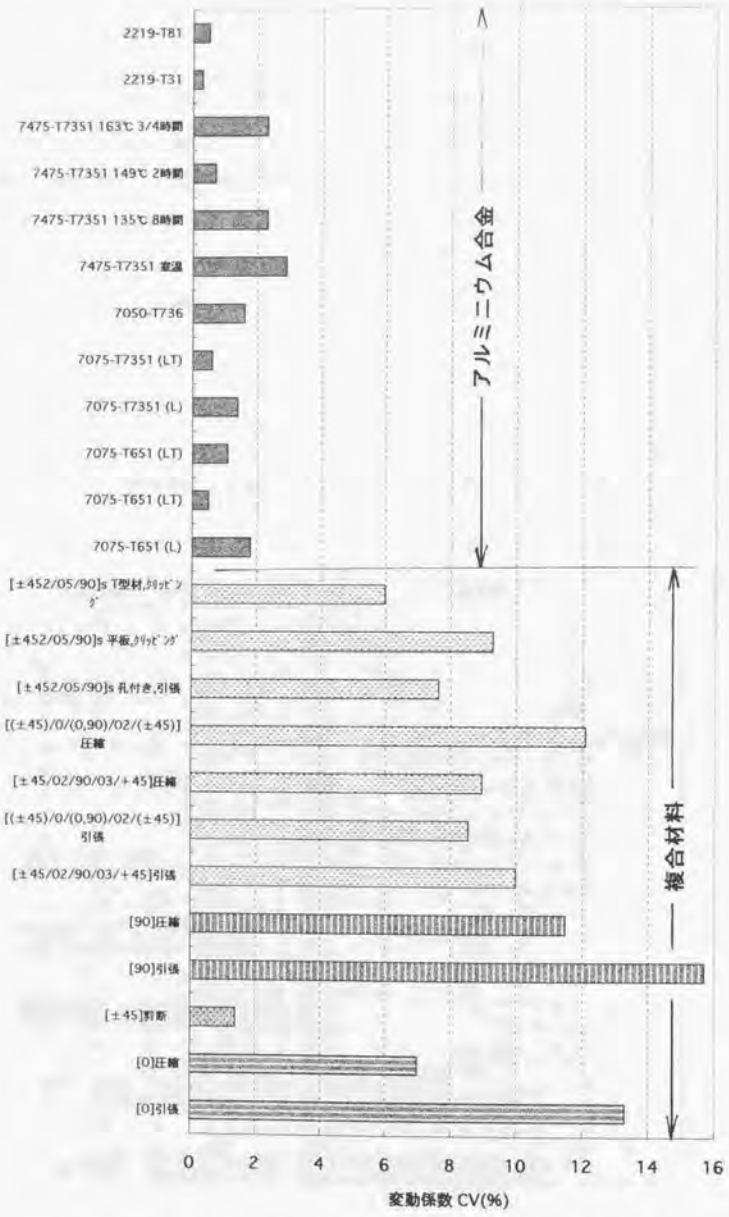


図２.２－２　複合材料とアルミニウム合金との変動係数比較

信頼要求を満足するため、試験データから統計処理を行って求める設計許容値に２種類ある。次のＡ値とＢ値である。[1]

Ａ値：９５％信頼水準で破壊確率１％
Ｂ値：９５％信頼水準で破壊確率１０％

複合材構造は、実機あるいは実機構造を模擬した供試体を用いて強度確認を行うことを前提に、Ｂ値で設計を行う場合が多い。Ｂ値を求めるノックダウン・ファクタを次に導く。

実際の作業では、試験データがワイブル分布に従うのか、正規分布に従うのか確率分布の適合度検定から始めなければならない。仮定した確率分布関数が、実測した試験データから見てもっともらしいかどうかの適合度検定は確率紙による方法[2)3)]が最も実用的である。[9)]

表２.２－１に示した複合材料の試験データはワイブル分布に従うことが分かった[10)]。ワイブル分布適合度検定の結果を Appendix (1) に示す。　同表の試験データに対するノックダウン・ファクタ（Ｂ値／試験平均値）を表２.２－２と図２.２－３に示す。　同図表の値から総括すると、

①０°，±４５°，９０°層を配向した実機構造で使われる積層構成に対して、
　ノックダウン・ファクタ f1 ≒０.８である。
②０°あるいは９０°層だけの単層板に対しては、
　ノックダウン・ファクタ f1 ≒０.７である。

表２.２－２　Ｂ値ノックダウン・ファクタ（ワイブル分布）

複合材料：T300/3601 および T300/5208

積層構成	荷重	変動係数 CV(%)	供試体数 n	ﾉｯｸﾀﾞｳﾝ・ﾌｧｸﾀ＊
[0]	引張	13.30	5	0.67
[0]	圧縮	7.00	5	0.81
[±45]	剪断	1.40	5	0.95
[90]	引張	15.70	13	0.64
[90]	圧縮	11.50	5	0.68
[±45/0_2/90/0_3/∓45]	引張	10.00	11	0.83
[(±45)/0/(0,90)/0_2/(±45)]	引張	8.55	12	0.79
[±45/0_2/90/0_3/∓45]	圧縮	8.96	7	0.75
[(±45)/0/(0,90)/0_2/(±45)]	圧縮	12.10	11	0.69
[±45$_2$/0_5/90]s 孔付き	引張	7.64	7	0.84
[±45$_2$/0_5/90]s 平板	ｸﾘｯﾌﾟ ﾘﾝｸﾞ	9.29	7	0.78
[±45$_2$/0_5/90]s T型材	ｸﾘｯﾌﾟ ﾘﾝｸﾞ	5.99	6	0.84

＊B 値／試験平均値

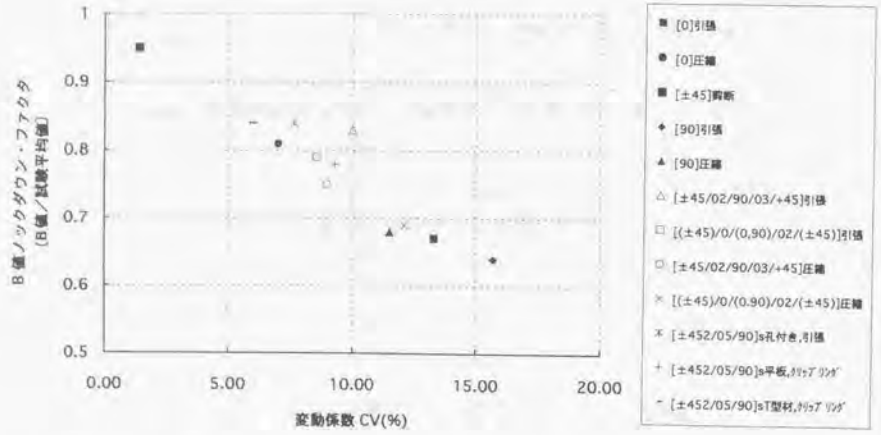


図２.２－３　Ｂ値ノックダウン・ファクタ vs 変動係数（ワイブル分布）

試験データが正規分布にしたがう場合は、次のようにノックダウン・ファクタを求める。比較する目的で、Ｂ値ばかりでなくＡ値に対するノックダウン・ファクタも同時に計算した。

Ｂ値に対するノックダウン・ファクタ $f1_B$，

$$f1_B = \text{Ｂ値／試験平均値} = 1 - k_B \times CV \qquad (2)$$

ここで、k_B：９５％信頼水準で破壊確率１０％に対応する正規分布の上側確率[4]

ＣＶ：変動係数

Ａ値に対するノックダウン・ファクタ $f1_A$，

$$f1_A = \text{Ａ値／試験平均値} = 1 - k_A \times CV \qquad (3)$$

ここで、k_A：９５％信頼水準で破壊確率１％に対応する正規分布の上側確率[4]

(2), (3)式により正規分布の場合のノックダウン・ファクタを計算することができる。結果を表２.２－３と図２.２－４に示す。同図を見るとＢ値とＡ値とのノックダウン・ファクタの差の大きさが分かる。Ａ値使用では設計許容値が低く抑えられ、複合材料を使って構造を軽量化するメリットが失われてしまう。複合材料では費用や試験所要日数の制約から、金属材料のように各データ・セット（同一試験片）ごとに 200 本も 300 本もの供試体を用意することは無理である。せいぜい 10～20 本が関の山であろう。金属材料に比べ変動係数（ばらつき）が大きいこともあって、許容値にＢ値を使用して設計を行い、実機あるいは実機を模擬した供試体で強度の最終確認を行う方法も仕方がないと言える。

表２．２－３　ノックダウン・ファクタ（正規分布）

A/X=1 - kA*CV
B/X=1 - kB*CV
kA,kB:MIL-HDBK-5F,Table9.6.4.1(p.9-202)
X:供試体n個の平均値
A値：95%信頼水準、破壊確率1%
B値：95%信頼水準、破壊確率10%

	A値（参考）				B値			
CV(%)	n=5	n=10	n=20	n=30	n=5	n=10	n=20	n=30
0	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000
2	0.885	0.920	0.934	0.939	0.932	0.953	0.961	0.964
4	0.770	0.841	0.868	0.877	0.864	0.906	0.923	0.929
6	0.656	0.761	0.802	0.816	0.796	0.859	0.884	0.893
8	0.541	0.682	0.736	0.755	0.727	0.812	0.846	0.858
10	0.426	0.602	0.671	0.694	0.659	0.765	0.807	0.822
12	0.311	0.522	0.605	0.632	0.591	0.717	0.769	0.787
14	0.196	0.443	0.539	0.571	0.523	0.670	0.730	0.751
16	0.081	0.363	0.473	0.510	0.455	0.623	0.692	0.716

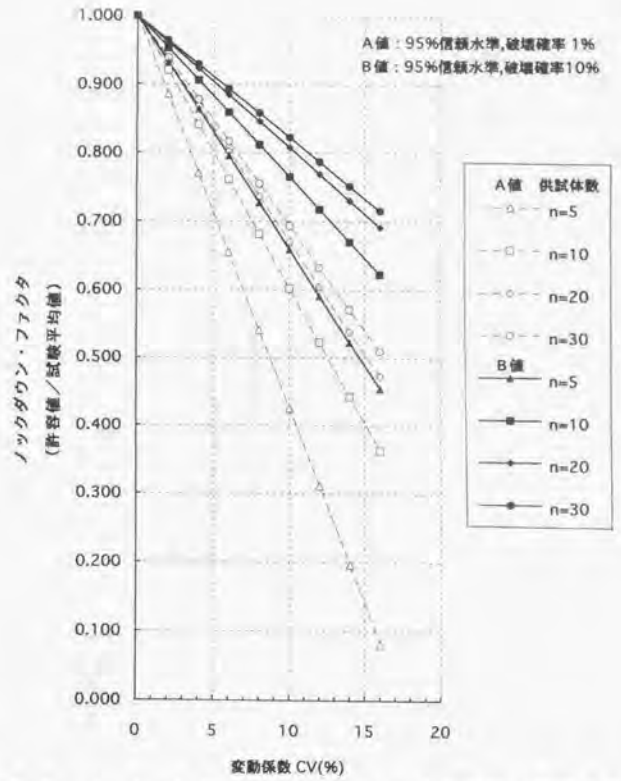


図２．２－４　ノックダウン・ファクタｖｓ変動係数（正規分布）

（３）温度および湿度の影響

複合材料は、高低温と湿度およびその組み合わせ環境[5]、あるいは放射線を浴びた場合など構造が晒される環境下で、主に樹脂が劣化して強度、剛性が低下する。宇宙構造では放射線暴露による強度、剛性の劣化が問題となるので、実験を行って低下の程度を掴んでいる。[6] 航空機が放射線環境下に暴露されることは先ずないので、温度と吸湿による強度、剛性の低下を取り上げる。

複合材料は、まるで生き物が呼吸をするように吸湿除湿を繰り返す。表２．２－４と図２．２－５に、その様子を1984年３月から1991年８月まで７年半の間、宇都宮の工場で追跡調査したデータを示す。1984年３月にオートクレーブから出てきた水平尾翼の吸湿をモニタするために調査を開始した。水平尾翼は何度か移動したが、何時も空調を行っていない建て屋内に設置した。吸湿すると吸った水分の分だけ重量が増えるので、モニタは重量測定で行った。水平尾翼は大きく重いので、度々測定するには適さない。同時に製作し、常時水平尾翼に縛り付けておいたトラベラを用いて重量変化を測定した。トラベラは100mm x 50mmの小片で、板厚は水平尾翼の板厚さに合わせ2.08mm, 2.34mm, 1.68mmの３種類を用意した。トラベラの４辺は端部からの吸湿除湿を防ぐため、銘テープを貼付した。

吸湿率は、オートクレーブから出てきたばかりのトラベラを乾燥させて計った重量を起点（吸湿率０％）に、そこからの重量増分を％で表わしている。

図２．２－５から状況を読みとると、

①正規的に見ると、時間（年月）と共に吸湿率が増加する。吸湿率の増加は時間とともに鈍化する。７年半経って吸湿率0.5％程度であるが、まだ増加している。

②月単位の変化を見ると、３月から10月にかけて吸湿が進み、11月から２月にかけて除湿が進む。これは、宇都宮の気候が、春から夏にかけて湿度が高く、秋から冬にかけて乾燥期間であることに呼応する。

③板厚が薄いほど早く吸湿率が高くなる。最初は板厚による吸湿率の差が顕著であるが、４年ほど経つとその差はなくなる。

表２．２－４　吸湿率経年変化の測定データ

材料：P2190
場所：富士重工業（株）宇都宮製作所

測定年月	吸湿率（重量%）		
	板厚2.08mm	板厚2.34mm	板厚4.68mm
Mar-84	0.035	0.030	0.023
Jun-84	0.185	0.173	0.100
Jul-84	0.247	0.213	0.129
Aug-84	0.285	0.259	0.155
Oct-84	0.314	0.292	0.175
Dec-84	0.270	0.257	0.160
Jan-85	0.213	0.223	0.137
Feb-85	0.224	0.216	0.146
Mar-85	0.267	0.248	0.168
Apr-85	0.299	0.272	0.178
May-85	0.322	0.282	0.205
Jul-85	0.370	0.337	0.233
Aug-85	0.377	0.346	0.243
Sep-85	0.380	0.348	0.255
Oct-85	0.400	0.366	0.275
Nov-85	0.401	0.371	0.282
Dec-85	0.385	0.355	0.270
Jan-86	0.360	0.337	0.269
Feb-86	0.342	0.321	0.261
Mar-86	0.321	0.301	0.245
Apr-86	0.327	0.307	0.248
May-86	0.343	0.323	0.262
Jun-86	0.352	0.331	0.274
Jul-86	0.420	0.383	0.317
Aug-86	0.418	0.388	0.326
Oct-86	0.419	0.393	0.342
Nov-86	0.387	0.370	0.331
Jan-87	0.342	0.337	0.320
Mar-87	0.342	0.337	0.327
Oct-87	0.402	0.392	0.387
Mar-88	0.346	0.341	0.329
Jun-89	0.472	0.454	0.473
Aug-91	0.416	0.410	0.493

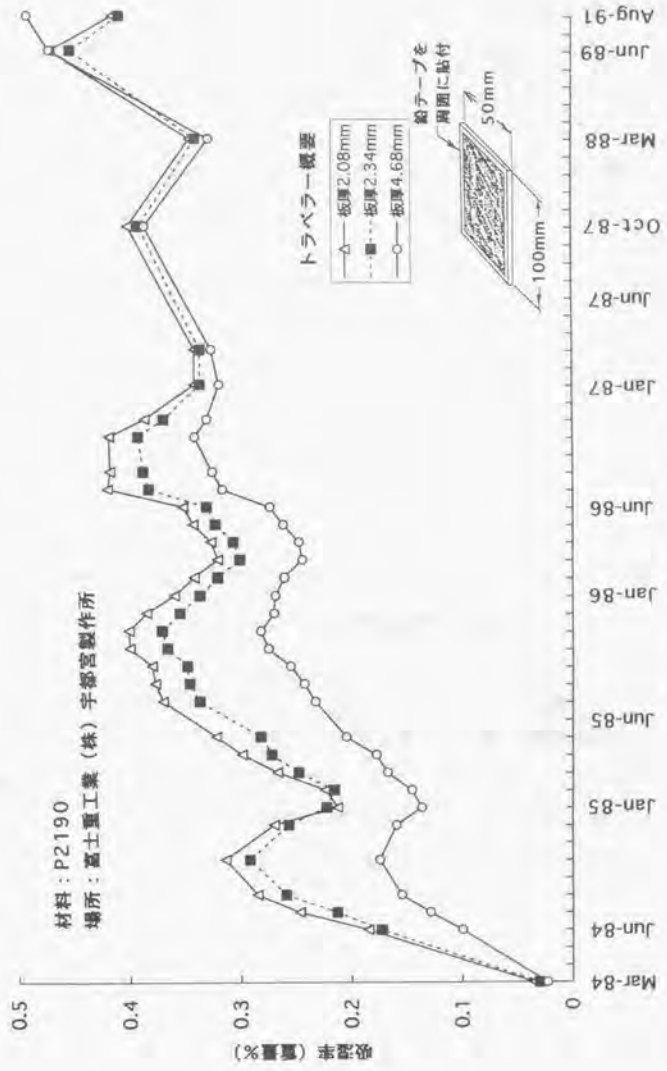


図２．２－５　吸湿率の経年変化

沖縄は気候が多湿である。従って、沖縄を中心に運航している機体は吸湿が早い。沖縄に配備されて４～５年経った機体は、砂漠のような乾燥地帯に配置転換をして乾燥させ、再度沖縄に戻すことで機体を丈夫な健全な状態で長く使う方法がある。

航空機の温度環境は、低温側－５４℃であるが、高温側は航空機の飛行速度により異なる。超音速旅客機ＳＳＴでは、機体の一部が空力加熱により１８０℃にも達する。

温度および吸湿による環境劣化ファクタ（ f2 ）の例を、８２℃耐熱型エポキシ樹脂複合材料の実験データから求めて、表2.2－5(a),(b)と図2.2－6(a),(b)に示す。環境劣化ファクタは、常温常湿時（２３℃, ０.１％吸湿程度）の強度、弾性率を基準（1.0）にして、それとの比で表わしている。　温度は－５４℃、常温（２３℃）、８２℃の３点、吸湿率は常湿（オートクレーブから出して早いうちに試験することを考えれば、０.１％程度）と１％吸湿の２点について示す。

同図表の数値から総括すると、
必ずしも高低温と吸湿およびその組み合わせの全てにおいて、強度、剛性が常温常湿より低下している訳ではないが、

①引張強度に対して、環境劣化ファクタ f2 ≒０.８
②圧縮強度に対して、環境劣化ファクタ f2 ≒０.７
③ただし、０° 層が25％以下の樹脂支配（Matrix Dominated）の積層板については、引張強度、引張弾性率とも高温／高湿（hot/wet）時に f2 ≒０.７に低下するので要注意である。

表２.２－５　温度、吸湿による環境劣化ファクタ

(a)　温度・湿度が強度に与える影響

	常温常湿時の強度を基準とした強度保持率					
吸湿率（重量％）	常湿			１％吸湿		
温度	－５４℃	常温	８２℃	－５４℃	常温	８２℃
引張強度 Fiber Dominated	0.79 [6]	1.00 [ ]	1.10 [4]	0.75 [2]	1.06 [4]	1.02 [5]
引張強度 Matrix Dominated*	0.96 [2]	1.00 [ ]	0.84 [2]	－ [0]	0.70 [2]	0.75 [2]
圧縮強度	0.86 [4]	1.00 [ ]	0.76 [5]	0.74 [2]	0.86 [4]	0.77 [7]
剪断強度	－ [0]	1.00 [ ]	－ [0]	－ [0]	－ [0]	0.96 [4]
曲げ強度	1.03 [2]	1.00 [ ]	0.96 [3]	－ [0]	0.87 [2]	0.78 [2]
面圧強度	1.05 [4]	1.00 [ ]	－ [0]	－ [0]	－ [0]	0.97 [4]
層間剪断強度	1.17 [2]	1.00 [ ]	0.92 [3]	－ [0]	0.97 [3]	0.81 [2]

(b)　温度・湿度が弾性率に与える影響

	常温常湿時の弾性率を基準とした弾性率保持率					
吸湿率（重量％）	常湿			１％吸湿		
温度	－５４℃	常温	８２℃	－５４℃	常温	８２℃
引張弾性率 Fiber Dominated	1.03 [5]	1.00 [ ]	1.04 [4]	1.00 [2]	1.03 [4]	1.04 [4]
引張弾性率 Matrix Dominated*	1.34 [2]	1.00 [ ]	0.76 [2]	－ [0]	0.82 [2]	0.70 [2]
圧縮弾性率	0.94 [2]	1.00 [ ]	0.96 [2]	－ [0]	0.91 [2]	0.90 [2]
曲げ弾性率	1.09 [2]	1.00 [ ]	1.00 [3]	－ [0]	0.94 [2]	1.00 [2]

（注）1. [ ]内の数字はデータ数を示す。保持率はその平均値である。
2. 材料は、T300/5208(NARMCO)とT300/3601(東レ)の２種類。
3. *０° 層が２５％以下の積層板

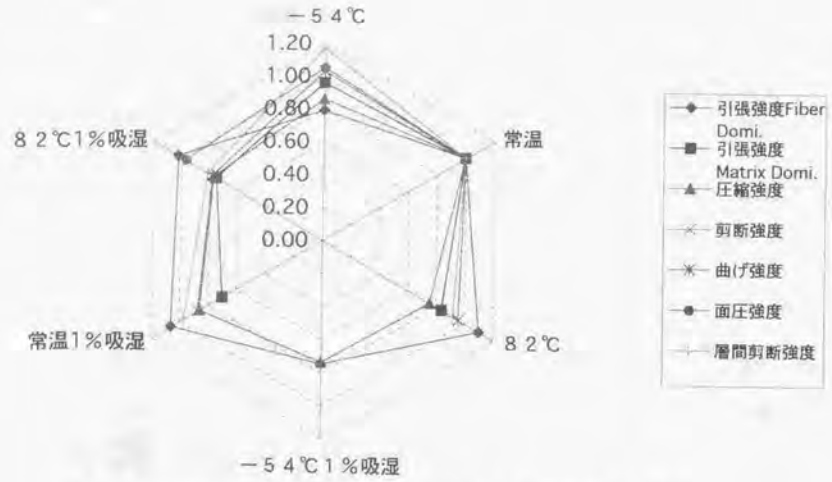


図２.２－６(a)　温度、吸湿による環境劣化ファクタ：強度

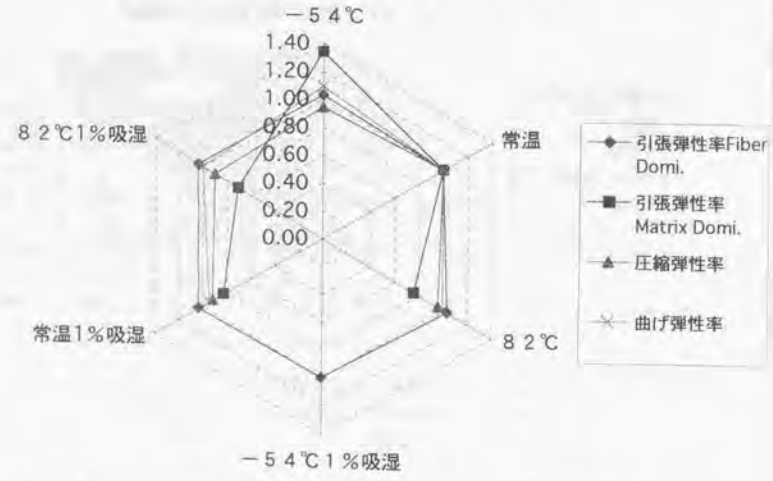


図２.２－６(b)　温度、吸湿による環境劣化ファクタ：弾性率

（４）孔あけに伴う強度低下

複合材料は、金属材料ほど降伏特性をもたないので、孔あけ等の切り欠きに対して強度低下が大きい。図２.２－７に、切り欠きに鈍感な場合と敏感な場合との孔周辺部応力分布の違いを示す。切り欠きに鈍感な金属材料では、孔周辺部に応力集中が起きると局部が降伏し、更に応力が大きくなると降伏する部分が増え、破壊する時にはほぼ全域が降伏してしまい、(a)図の一様応力分布になる。切り欠きに敏感な材料では、壊れる時まで (b)図の様に集中応力分布のままである。

図中に導いてあるが、孔付き引張強度は次式で表わすことができる。

切り欠きに鈍感な場合：σ notch ＝ $\sigma_0 \cdot (1 - a/W)$　(4)

切り欠きに敏感な場合：σ notch ＝ $\sigma_0 \cdot (1 - a/W) / Kt$　(5)

ここで、σ_0：孔がない場合引張強度

a：孔の直径

W：部材の幅

Kt：有限幅Wの帯板に直径aの孔があいている場合の応力集中係数

(4)(5)式をσ_0で割って無次元化すると、次式を得る。

切り欠きに鈍感な場合：σ notch $/ \sigma_0 = (1 - a/W)$　(6)

切り欠きに敏感な場合：σ notch $/ \sigma_0 = (1 - a/W) / Kt$　(7)

応力集中係数Ktを文献[7]から求め、(7)式を計算した。結果を表２.２－６に示す。

表２.２－６　(7)式の計算結果

a/W	σ notch/σ_0 Notch Sensitive
0.000	0.333
0.100	0.331
0.200	0.319
0.300	0.296
0.400	0.267
0.500	0.231
0.600	0.191
0.700	0.147
1.000	0.000

孔あけによる強度低下(Notch Sensitivity)

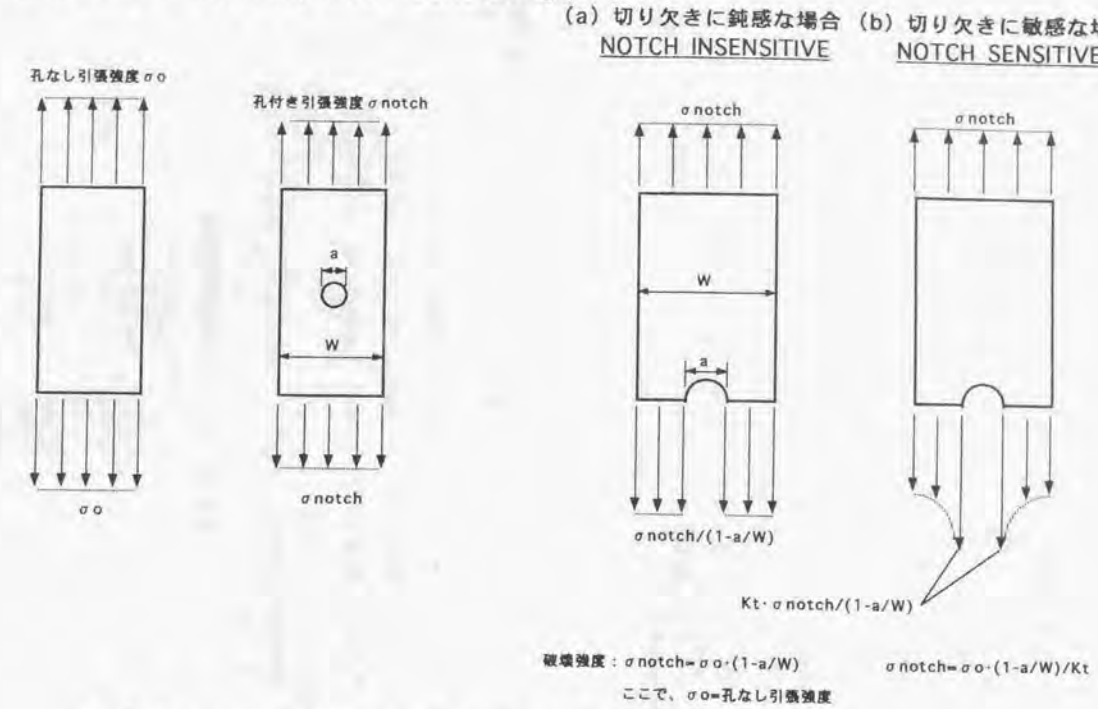
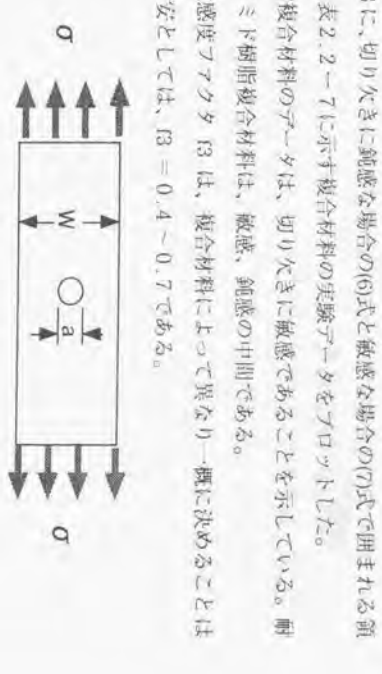


図２.２－７　切り欠きに鈍感な場合と敏感な場合との応力分布の違い

図２.２－８に、切り欠きに鈍感な場合の(6)式と敏感な場合の(7)式で囲まれる領域を用意し、表２.２－７に示す複合材料の実験データをプロットした。エポキシ樹脂複合材料のデータは、切り欠きに敏感であることを示している。耐熱型のポリイミド樹脂複合材料は、敏感、鈍感の中間である。

切り欠き敏感度ファクタ f3 は、複合材料によって異なり一概に決めることはできない。目安としては、f3 = 0.4 ~ 0.7 である。



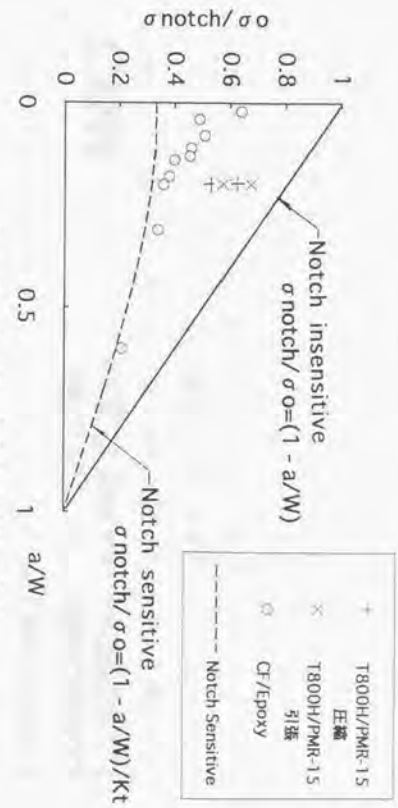


図２.２－８　切り欠き敏感度ファクタ

表２.２－７　切り欠き敏感度実験データ

σnotch/σo	
a/W	CF/Epoxy *)
0.020	0.640
0.040	0.490
0.080	0.510
0.110	0.461
0.130	0.455
0.140	0.400
0.180	0.380
0.200	0.360
0.310	0.340
0.600	0.210

σnotch/σo		
a/W	T800H/PMR-15	
引張0.198	0.584	
0.198	0.576	
0.198	0.677	
圧縮0.198	0.630	
0.198	0.538	
0.198	0.581	

2.3　設計解析法の確立が必要な疲労強度設計

現在の疲労強度設計が、損傷の種類・大きさ・位置に関与しない破モード下で疲労寿命を捉えていることを示す。また、表2.1－1の分析で、現在の疲労強度設計基準に足りないことが明確になった

①変動荷重を受ける時の寿命解析法と

②疲労寿命安全率

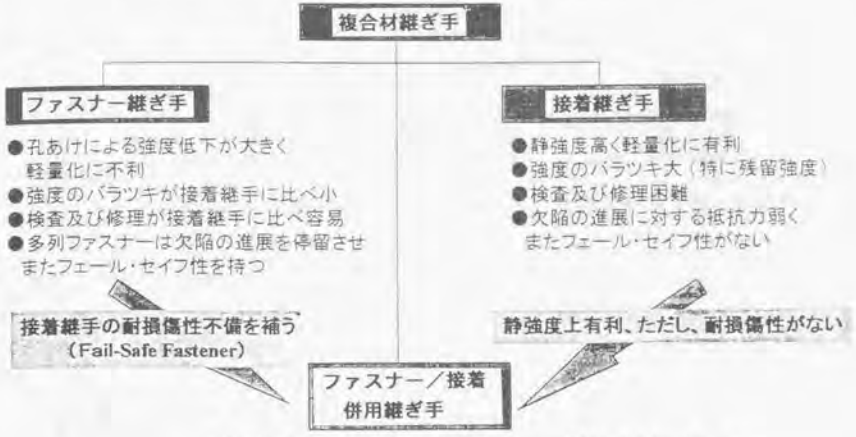
について、方策を具体化して設計基準に盛り込む。

2.3.1　ファスナー継ぎ手と接着継ぎ手

複合材構造の部材を継ぐ結合方法に、大別してファスナー継ぎ手と接着継ぎ手の二種類がある。両継ぎ手に対する設計上の認識[1)2)3)]を表2.3－1および表2.3－2にまとめた。ファスナー継ぎ手は孔あけによる強度低下が大きく軽量化に不利であるが、接着継ぎ手に比べ、強度のばらつきが小さく、修理が容易で、多列ファナーは欠陥の進展を停留させ耐損傷性を持つ点で有利である。ファスナー／接着併用継ぎ手[2)]があるが、両者の利点を生かす設計が難しくあまり使用されない。実際の設計では、欠点をカバーし利点を活かす形で両者を使い分けている。接着継ぎ手は、ステップ状に部材を継ぐが、最終ステップには±45°層を配し、金属と継ぐ場合には接触面に90°層を配さないなど複合材の積層構成そのものの設計因子が多い。非常に興味ある課題[1)～3)]であるが、ここではファスナー継ぎ手について考察する。

複合材のファスナー継ぎ手では、板の端からファスナー孔までの距離（e）や多列ファスナー（ファスナー径D）のピッチ（s）を金属材のファスナー継ぎ手より1.5倍ほど大きくとる（e≧3D，s≧6D）。アルミニウム合金ではe≧2D，s≧1D。これは面圧強度を十分発揮させるために行う。こういう静強度に関する課題は、今設計者は良く分かっており実行している。しかし、繰り返し荷重が働く場合の疲労強度の問題については、複合材料が金属材料に比べ、挙動が複雑多岐であることから、必ずしも考え方が整理され、設計指針が明確に引き出されているとは言えない。ファスナー継ぎ手の疲労強度について考察する。

表2.3－1　ファスナー継ぎ手と接着継ぎ手との比較



●両継手の利点を生かした継手。ただし、設計が非常に難しい。

表2.3－2　強度のばらつき比較

比較項	ファスナー継ぎ手	接着継ぎ手
●CV Range *2	1%～13% *1	6%～23% *1
●B-Basis / Mean Ratio *3	0.78～0.98 *1	0.65～0.90 *1
●Design Allowable Reduction Factor	0.75	0.65
●静強度と残留強度のバラツキの差	無	Static CV 6%～14% Residual CV 7%～23% due to wearout
●バラツキを支配する One Dominant Parameter	Prepreg Fiber Strength	No one parameter identified (Combined influence of material, processing and environmental effects)

*1 一種類の継手につき20個の供試体を試験して求めた変動係数
*2 CV＝変動係数＝σ／μ
*3 B-basis＝90% survival，95% confidence

2.3.2　S－Nデータ取得試験

（1）供試体

航空機等の複合材構造でのファスナー継ぎ手のほとんどは、ファスナーを多数並べた多列ファスナー結合方式である。すなわち、継ぎ手は部材から次の部材へ荷重を伝達する役目を持つが、ファスナー１本で全荷重を伝えるのではなく、何本かのファスナーで荷重を分担して伝える方式である。ファスナー１本が伝える荷重の割合で見れば、0%から100%にまたがる。本稿では、継ぎ手の特性を単純かつ明確に把握するため、図2.3－1に示すその両極端を考察した。荷重伝達割合0%の円孔(a)、荷重伝達割合100%の継ぎ手としてオフセットによる偏心曲げをともなうシングル・シア継ぎ手(b)とオフセットがないダブル・シア継ぎ手(e)の２種類計３種類の供試体を用いて、S－Nデータを取得した。供試体　の詳細を図2.3－2に示す。材料はT300炭素繊維で強化したエポキシ樹脂複合材T300/5208である。繊維含有率は約60%。180℃硬化タイプ樹脂で、プリプレグテープを積層しオートクレーブを用いて成形した。繊維配向は $[\pm 45/0_3/\pm 45/0_2/90]_s$。荷重方向に対し0°繊維50%。円孔とシングル・シア継ぎ手の孔は、実機構造を想定して皿取りとした。継ぐ相手は２０２４アルミニウム合金で、鋼製ファスナーを用いて結合した。

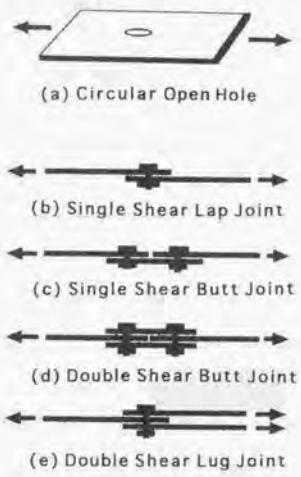


図２.３－１　ファスナー継ぎ手

（2）S－Nデータ

取得したS－Nデータを図2.3－3～図2.3－5に示す。いずれも負荷環境は常温常湿。応力比R＝－1(両振り)。荷重繰返し速度とファスナー締め付けトルクが疲労寿命に与える影響を調べるため、次の様に条件を変えてデータを取った。図2.3－3に示す円孔のデータ取得においては、荷重繰り返し速度を2～5Hzと5～15Hzの２レンジで負荷した。荷重繰り返し速度に幅があるのは、疲労試験機に負荷能力の限界があり、荷重の大きい(Nが小さい)場合に繰り返し速度を早くすることができなかったためである。荷重の大きさに比例して、繰り返し速度が滑らかに変化しているので、データの連続性に問題はない。図2.3－5に結果を示すダブル・シア継ぎ手の試験においてはファスナーの締め付けトルクの値を22～27Nmと7.8Nmに振った。図2.3－4シングル・シア継ぎ手の締め付けトルクは22～27Nmで振っていない。

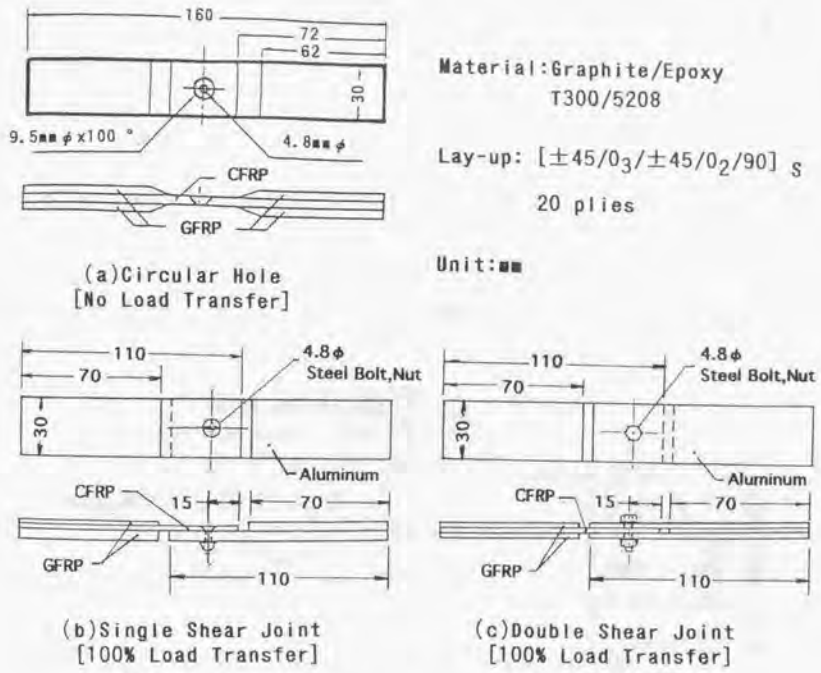


図２.３－２　継ぎ手供試体の詳細

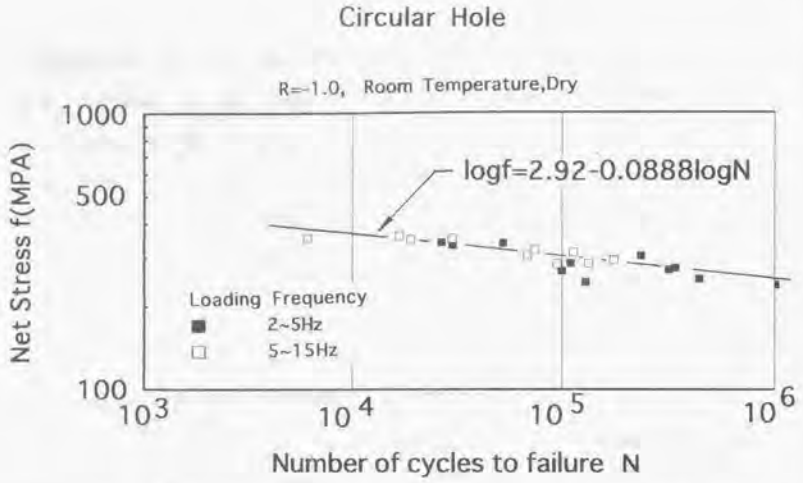


図２.３－３　円孔のＳ－Ｎデータ

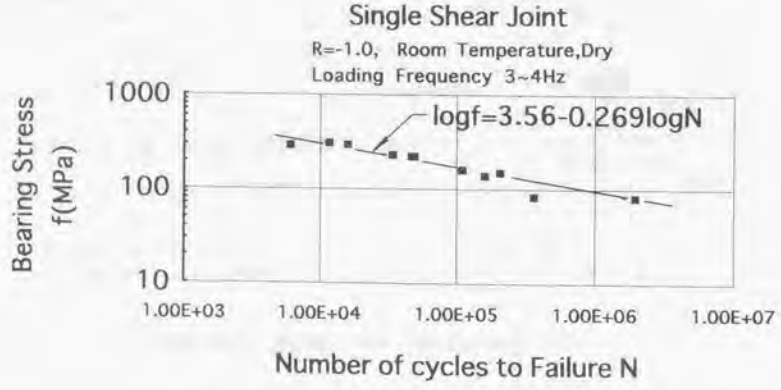


図２.３－４　シングル・シア継ぎ手のＳ－Ｎデータ

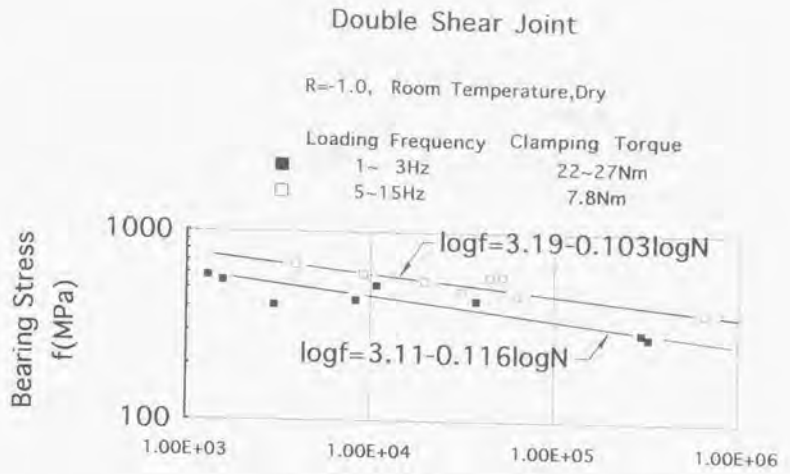


図２.３－５　ダブル・シア継ぎ手のＳ－Ｎデータ

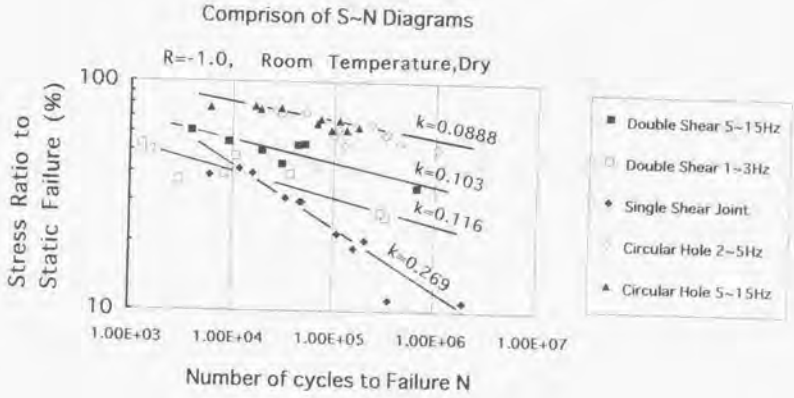


図２.３－６　Ｓ－Ｎデータの比較

2.3.3　S－Nデータ取得試験結果の考察

（1）S－N曲線の定式化

取得したデータはlog f～logNグラフ上で直線近似できる。最小二乗法を用いて回帰した結果次の関数を得た。

円孔	log f= 2.92 －0.0888logN	(1)
シングル・シア継ぎ手	log f= 3.56 －0.269logN	(2)
ダブル・シア継ぎ手	log f= 3.19 －0.103logN	(3)
	log f= 3.11 －0.116logN	(4)

また、

$$f_N = f_{N=1} / (N)^k \qquad (5)$$

の形にも表わすことができ、指数kが繰り返し荷重による強度劣化を端的に示す。縦軸を静破壊応力に対する比に無次元化して重ねた図2.3－6と下記のk値を併せ見れば、その劣化の程度が分かり易い。

円孔	k = 0.0888
シングル・シア継ぎ手	k = 0.269
ダブル・シア継ぎ手	k = 0.103, 0.116

シングル・シア継ぎ手は、オフセットのため偏心曲げによる2次応力が孔周りに発生し、強度劣化が激しい。

（2）降伏寿命

ダブル・シア継ぎ手供試体16体のうち3体につき、繰り返し負荷中変位を記録した。図2.3－7と図2.3－8に示す。繰り返し荷重は、±282MPa，±434MPa，±519MPaの3レベル。MILハンドブック[5]の降伏基準（Yield criterion）に従い、変位が0.6mm（0.012"×2）に到達する寿命を降伏寿命と定義し、その値をグラフから読み取り、プロットした図が図2.3－9である。ただし、荷重レベル（横軸）は静破壊応力に対する比に、降伏寿命（縦軸）は破壊寿命に対する比に無次元化してある。それは他文献データ[6]との比較をおこなうためである。当方のデータでは荷重レベルを26%，40%，47%と上げていくと、降伏寿命／破壊寿命比は0.77，0.45，0.39と顕著に下がる。他文献データでは荷重レベル43%～46%で降伏寿命比が0.84～0.93と高い。両者の差の原因として、他文献データでファスナー締め付けトルクを2.9Nmと11.8Nmとに振って、その差がほとんどないので、締め付けトルクの差（当方22～27Nm）が影響しているとは考えにくい。破壊寿命に対しどの程度余裕をとつて降伏寿命を決めるかは、設計上重要な問題であり、指針を得るためデータを整理したが、今のところ良く分からない。継ぎ手の変位は組立構造の剛性低下につながるので、寿命を降伏寿命で決める場合は、組立構造による試験確認が必要である。

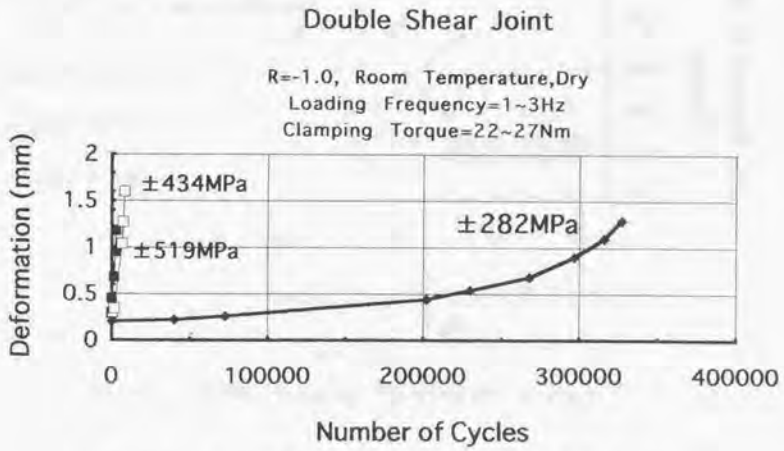


図2.3－7　ダブル・シア継ぎ手の部材間変位（1）

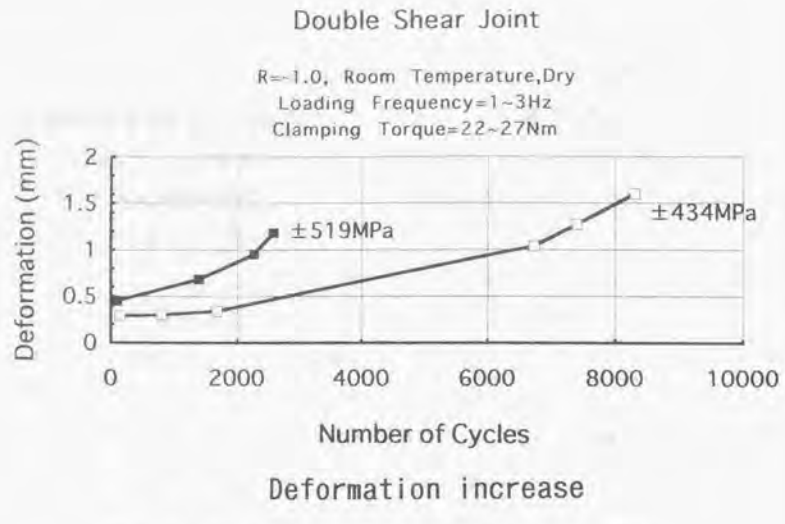


図２.３－８　ダブル・シア継ぎ手の部材間変位（２）

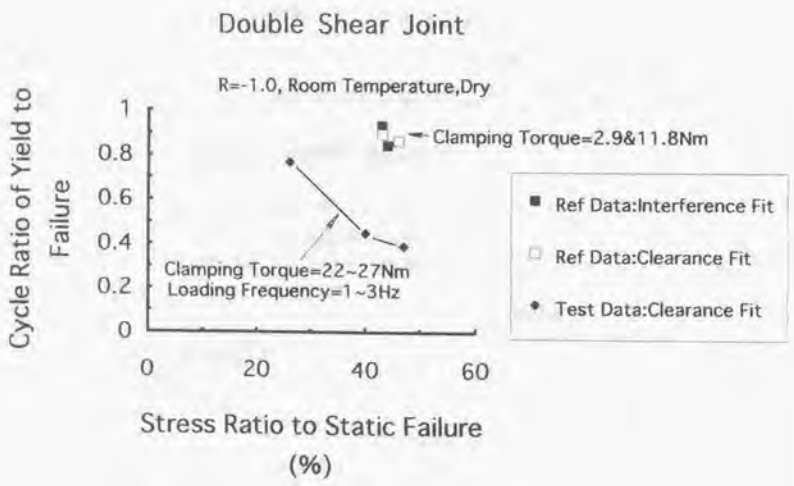


図２.３－９　降伏寿命の破壊寿命に対する比

（３）荷重繰り返し速度の影響

図２.３－３に結果を示す円孔の試験では、荷重繰り返し速度を2～5Hzと5～15Hzの２レンジに振ったが、結果に差がない。他の試験結果[7]でも2～20Hz程度の繰り返し速度においては、寿命に及ぼす影響はないことが報告されている。本試験結果も同じ結果である。

円孔、すなわちファスナーによる荷重伝達がない場合は、荷重繰り返し速度の影響はないが（確認できているのは2～20Hzの範囲）、荷重伝達を行うファスナー継ぎ手では影響がある。図２.３－５のダブル・シア継ぎ手において、繰り返し速度が遅い（1～3Hz）場合の寿命は早い（5～15Hz）場合に比べ約１／２０とかなり短かく、大きく影響を受けている。負荷中、注意深く共振振動数を避けて試験を行っているので、その影響ではない。部材と部材の接触面での摩擦力（この場合はＣＦＲＰとアルミニウム合金）や、がた（遊隙）がある状態での動的荷重の影響と考えられる。疲労寿命に与える影響が大きいので、荷重の繰り返し速度を寿命を決める際考慮する必要がある。旅客機であれば突風による荷重が支配的であるので、機体の突風応答解析を行って繰り返し速度を求めればよい。せいぜい数Hz、或いはそれ以下であろう。運動荷重が支配的な機体では、パイロットが操縦するのでゆっくりした負荷となる。図２.３－５で考えなければならないもう一つの問題は、ファスナー締め付けトルクの影響である。

（４）ファスナー締め付けトルクの影響

前出の文献データ[6]では、締め付けトルク(Clamping torque)を2.9Nmと11.8Nmの２段階に振って試験を行っている。データを見ると、締め付けトルクの大きい方が寿命が約10倍長い。これは図２.３－５の結果と全く逆の傾向である。図２.３－５では、締め付けトルクの大きい方（22～27Nm）が小さい方（7.8Nm）に比べ寿命が約1/20と短かい。原因として、トルクの絶対値の違い（2.9～27Nm）による影響、或いは全部荷重繰り返し速度の違い（1～3Hz vs 5～15Hz）による影響が考えられる。後者だとすると、繰り返し速度の影響で寿命が約２００倍変わることになる。前者だと、この実験結果から寿命を最長にする最適トルク値が2.9～27Nmの間にあることが示唆される。その理論的解明は今後の課題である。

2.3.4　変動荷重下疲労寿命の解析方法

（1）変動荷重下疲労試験

S－Nデータを取得したと同じ供試体（図2.3－2）を用いて、変動荷重下疲労試験を行った。試験に用いた荷重スペクトラムは、練習機のものを参考に1920飛行時間当たり、最大試験応力（100%）1回、86%応力4回、71%応力16回、57%応力96回、43%応力288回、29%応力1712回の6段の荷重及び頻度とした。荷重の順序はLow-High、応力比はR= 1である。

（2）試験値と計算値との比較及び考察

金属材料が変動荷重を受ける場合、疲労寿命を計算する方法としてマイナー則（Miner's rule）がよく用いられる。この非常に簡便な計算方法を複合材料に適用した場合、実際より4～10倍長い寿命を与えてしまい、非安全な見積りとなる。このことはＡＳＴＭ　ＳＴＰ[8]でも指摘されている。もう少し精度良く寿命を見積もる方法として、LRSRFM (Linear residual strength reduction fatigue model) [9]がある。

マイナー則：　$\Sigma(n_i/N_i) = 1$　　(6)

LRSRFM法：　$Frs = Fcu - \Sigma(n_i/N_i)(Fcu - f_i)$　　(7)

Frs＝残留強度、 Fcu＝静強度

残留強度Frsが最大スペクトラム応力に達したとき破壊する。

両計算法による計算値と試験値との比較を表2.3－3に示す。円孔の2体とダブル・シア継ぎ手の2体は、時間の制約から破壊するまで試験を続行できず、試験打ち切り時点の飛行時間を掲示している。その時間まで破壊しなかったことは確認できたが、計算値との直接的な比較には使えない。

図2.3－10に計算寿命と試験寿命の比を示した。かなりばらついているが、マイナー則が平均6.4倍であるのに対して、LRSRFM法は平均2.9倍と見積もり精度が良くなっている。文献[9]では、繊維支配積層構成(Fiber-dominated layup)の場合2.08倍、樹脂支配積層構成(Matrix-dominated layup)の場合1.46倍と当方

より精度の良い結果を得ているが、総体的には3倍以内の寿命見積もりができる方法と言っている。計算値の方が試験値より長い寿命を与えてしまうことに注意して使う必要がある。

もう少し精度を良くする工夫が必要であるが、一つ考えられることは、静強度Fcuにどの値を使うかの問題である。上記計算では、同じ供試体を3体静破壊させ、その平均値をFcuの値とした。一方、Fcuは本来S－N曲線の延長上でN=1における値となるはず。両者を比べて見ると、円孔では461MPa(832MPa)、シングル・シア継ぎ手では738MPa(3631MPa)、ダブル・シア継ぎ手では1098MPa(1288MPa)となる。前値が静破壊試験値、括弧内の値が2.3.3（1）項で求めたS－N曲線の定式(1)(2)(4)からN=1における応力を計算して出した値である。括弧内のS－N曲線の延長上の値は、静破壊試験値より高い。特に、シングル・シア継ぎ手ではその差が非常に大きい。どちらの値を使うべきか、或いは修正を加えて使うべきか、実験と解析を含めた理論的研究の余地がある。

表2.3－3　変動荷重下寿命計算値と試験値との比較

Comparison of calculated life with tested life

Specimen Type	Max. Stress (MPa)	Tested Life (Flight Hour)	Calculated Life by Miner's Rule Life(Flt.Hr)	Calculated/Tested	Caluculated Life by LRSRFM Life(Flt.Hr)	Calculated/Tested
CircularHole	226	>1.49E+04	2.03E+09	–	1.74E+09	–
	322	>7.20E+05	3.76E+07	–	2.89E+07	–
Single Shear	737*	3.20E+02	4.61E+03	14.4	2.44E+03	7.6
Joint	429	2.88E+04	1.12E+05	3.9	6.50E+04	2.3
	602	8.74E+03	3.21E+04	3.7	9.65E+03	1.1
	652	3.12E+03	2.37E+04	7.6	4.78E+03	1.5
	602	6.00E+03	3.21E+04	5.4	9.65E+03	1.6
Double Shear	812*	3.60E+02	3.08E+03	8.6	2.22E+03	6.2
Joint	524	>3.0E+04	1.16E+06	–	9.65E+05	–
	613	>6.0E+04	2.99E+05	–	2.34E+05	–
	911	1.92E+03	1.32E+04	6.9	4.69E+03	2.4
	824	3.12E+04	2.34E+04	0.75	1.41E+04	0.45
Mean				6.4		2.9

* The number of load levels is 4 steps(29,43,57,71%Max.Spectrum Stress). Other cases are 6 steps.

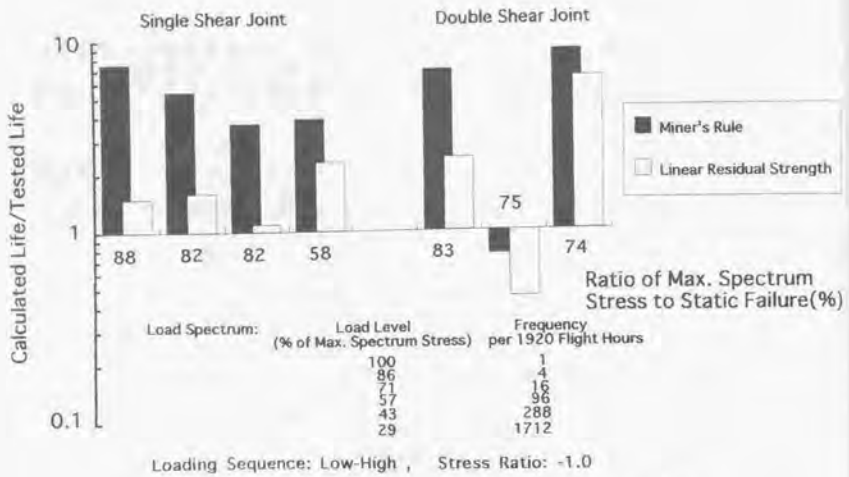


図２.３－10　変動荷重下寿命計算法の精度比較

2.3.5　複合材継ぎ手の疲労寿命安全率

（1）複合材継ぎ手の疲れ強さ比較

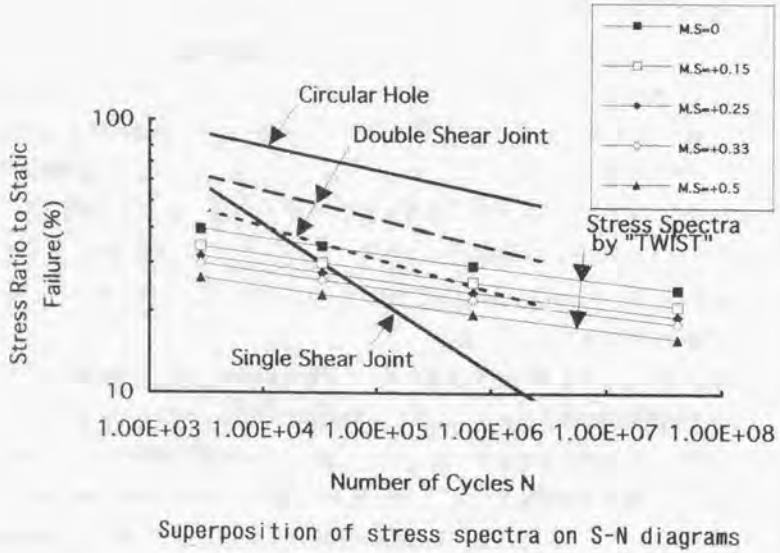
航空機の構造には図２.３－１に示す継ぎ手が全て含まれている。もちろん、他の部品を取り付けるための円孔も沢山あける。ラップ継ぎ手やシングル・シア継ぎ手は、オフセットによる偏心曲げが発生するため、強度的に厳しく大きい荷重を伝達する継ぎ手には向かない。しかし、構造がシンプル、軽量であることから、伝達荷重が大きくない箇所に使用する。伝達荷重が大きくなるとオフセットを小さくする設計を行い、ダブル・シア継ぎ手やラグ継ぎ手を使用する。ただし、構造が複雑で重くなる。

航空機にかかる荷重は、航空機の種類によって大きく異なる。民間旅客機の疲労は、普通突風荷重が支配的である。ここでは、旅客機の標準的荷重スペクトラムＴＷＩＳＴ[10]と図２.３－３～図２.３－５のＳ　Ｎデータを用いて、各種継ぎ手の厳しさの程度を見てみたい。図２.３－１１にＳ－Ｎデータと荷重頻度を重ね書きした。縦軸は静破壊応力に対する応力比に無次元化してある。航空機構造の結合部は、耐空性審査要領[1]、ＦＡＲ[2]等の規定により、静強度に対し1.15, 1.25, 1.33, 1.5等の特別係数が要求されている。従って、荷重頻度ＴＷＩＳＴを強度余裕（M.S = Margin of Safety）が0, +0.15, +0.25, +0.33, +0.5の５ケースの応力頻度に直してプロットした。

図２.３－１１から次のことが分かる。まず円孔の場合，Ｓ－Ｎ曲線がＴＷＩＳＴ応力頻度曲線のはるか上方に位置し、疲労被害は極めて少ない。アルミニウム合金構造に孔をあけると必ずと言っていいほどクラック発生の巣となるが、複合材構造では繊維支配積層としておけば、疲労には強い。このことが、複合材料は疲労に強いという迷信を生み、半経験的実績となって疲労に関する研究が進まない。しかし、ファスナーを通して孔から荷重が伝わる継ぎ手になると話が違う。ダブル・シア継ぎ手は強度余裕M.Sをいくら取るかで寿命が大きく変わる。シングル・シア継ぎ手は疲労に弱い。注意深い設計が必須である。

シングル・シアにするかダブル・シアにするかは重要な設計問題である。構造の形状・寸法上の制約、重量・コストの制限、検査点検の容易さ等々総合的に検

討して判断しなければならない問題であるが、継ぎ手設計の基本は、オフセットなどによる局所的２次応力を発生させないことである。例えば、ラップ継ぎ手で応力を下げ寿命を延ばそうとして、プライ数（板厚）を増やしてみても、オフセット量が増え２次応力が大きくなり効果的な改善が図れない。



Superposition of stress spectra on S-N diagrams

図２.３－11　継ぎ手の疲れ強さ比較

（２）疲労強度の保証方法

民間機の複合材構造の強度保証について、米国航空局ＦＡＡからガイダンスAC20-107A[13]が発行されている。設計許容値、静強度、耐損傷性、疲労強度及びフラッタに対する各要求項目ごとに保証方法が提示されている。保証方法は限定的ではなく、多岐にわたる選択が許されている。 大きく分けると、(a)試験による証明、(b)試験に裏付けられた解析による証明、(c)実績のある試験データによる証明の３つに分かれる。疲労強度の保証としては、剛性低下の評価も含め(a)または(b)での証明が必要となる。供試体の規模は、クーポン試験片から実物大供試体まで５段階に分類され、各供試体で証明可能な項目が指定されている。疲労強度の保証に関しては、供試体が沢山必要なばらつきデータや環境試験装置の大きさの制限から大型供試体による試験が無理な環境劣化データの取得にはクーポン試験片を用い、組立てて荷重を繰り返しかけてみないと分からない剛性維持評価試験には実物大供試体を使う等費用対効果を考えた方が得である。特に、実物大供試験体は高価なので、静強度、残存強度、デラミネーション進展等の試験順序を工夫して効果的、計画的使用が得策である。[14]

（３）疲労寿命安全率

疲労寿命のばらつきに対して取られる安全率が寿命安全率(Scatter factor)である。複合材構造に対しては、適切な寿命安全率を用いなければならないと規定されているだけで、統一した値どころか具体的な数値すらない。２.３.２項で述べた４種４８個のＳ－Ｎデータを用いて不偏分散推定値を導き（表２.３－４）、寿命安全率を求めた。その計算過程を示す。

次のようにχ^2分布で整理して、信頼水準95％の標準偏差値 $\sigma = 0.173$を得た。

試験片総数 n＝４８、グループ数 m=４、n－m ＝４４＞３０であるので、

$$\chi^2 = (1/2)\ \{t + [2(n-m)-1]^{1/2}\}^2 \qquad (8)$$

t（t分布）は、信頼水準95％の時、t ＝ －1.645

よって、$\chi^2 = (1/2)\ \{-1.645 + [2(48-4)-1]^{1/2}\}^2 = 29.5$

また、表２.３－４より不偏分散推定値 $u^2 = 0.0202$を得ているので、

母分散 $\sigma^2 = (n-m)\ u^2 / \chi^2 \qquad (9)$

$$=(48-4)(0.0202)/29.5 = 0.03013$$

標準偏差 $\sigma = 0.173$

この値は、アルミニウム合金構造の標準偏差$\sigma = 0.0849 \sim 0.1147$[6]，0.14[16]，0.154[3]，0.14～0.176[18]より大きい。複合材構造の寿命の方がアルミニウム構造の寿命よりばらつきが大きい。

供試体の数（n）が極めて少なく、その試験結果だけではばらつきを推定できないが、類似構造の統計データからばらつきを推定できる時、寿命安全率ＳＦを次式で求めることができる。[17]

$$\log SF = (kp + k_\beta/\sqrt{n})\sigma \qquad (10)$$

ここで，許容破壊確率 $p = 10^{-5}$ ……$kp = 4.264$

信頼水準 $1-\beta = 0.90$ ……$k_\beta = 1.282$

複合材構造の標準偏差を$\sigma = 0.173$、アルミニウム合金構造の標準偏差を$\sigma = 0.14$とおいて、供試体数 n＝１～６に対する寿命安全率ＳＦを計算した。結果を図２.３－１２および表２.３－５に示す。翼の供試体など左右で２個と考えられるので、n＝２の場合の寿命安全率を比較すると、複合材構造７.８に対しアルミニウム合金構造５.３である。n＝６の場合でも６.７対４.７。その比約１.５倍。複合材構造は、静強度でもそう（変動係数で1～3%対5～15%）であるが、疲労強度においてもアルミニウム合金構造よりばらつきが大きく、寿命安全率をアルミニウム合金構造の値より１.５倍大きく取る必要がある。

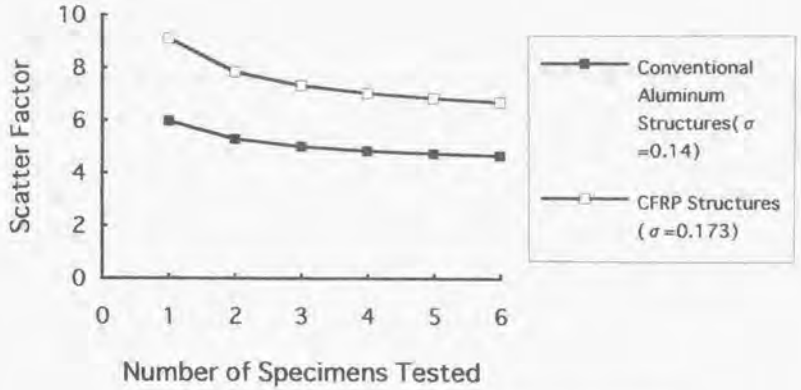
表２.３－４　複合材継ぎ手寿命の不偏分散推定値

継ぎ手の種類	供試体数Ni	不偏分散Ui^2	$(Ni-1)Ui^2$
円孔	21	0.0151	0.303
シングル・シア継ぎ手	11	0.0380	0.380
ダブル・シア継ぎ手(1)	8	0.0199	0.139
ダブル・シア継ぎ手(2)	8	0.0095	0.067
計Σ	48	－	0.889

試験片総数 n＝４８、グループ数 m＝４

不偏分散推定値 $u^2 = \Sigma(Ni-1)Ui^2/(n-m)$

$= 0.889/(48-4) = 0.0202$



Comparison of scatter factor

図２.３－12　複合材構造と金属構造との寿命安全率比較

表２.３－５　寿命安全率

		供試体数 n					
	標準偏差σ	1	2	3	4	5	6
①	アルミニウム合金構造 σ＝0.14	6.0	5.3	5.0	4.9	4.8	4.7
②	複合材構造 σ＝0.173	9.1	7.8	7.3	7.1	6.9	6.7
②／①	寿命安全率の比	1.52	1.48	1.47	1.45	1.44	1.44

2.3.6　疲労強度設計の改善

複合材ファスナー継ぎ手について、S－Nデータの取得及び結果の考察、変動荷重を受ける場合の疲労寿命計算方法の試験値との比較検証、航空機構造に適用する際の設計課題の考察を行った。これまでの設計の進め方は、複合材料は疲労に強いという半経験的実績（迷信）を信じ、不安なところはその都度実験を行って設計の妥当性を確認してきた。しかし、実験には、時間的制約、供試体による実構造模擬に限界があつた。　本考察に基づき、次の点を今後の設計に反映すれば、半経験的実績に頼っている部分を解析的あるいは演繹的手法に改善できる。

①S～Nデータの取得および使い方

(1)試験期間短縮のため荷重繰り返し速度を早くするのは注意を要する。円孔、すなわちファスナーによる荷重伝達がない場合は、S－Nデータに対し荷重繰り返し速度の影響はない。しかし、ファスナー継ぎ手ではその影響は大きい。繰り返し速度が遅い場合（1～3Hz）の寿命は、早い場合（5～15Hz）に比べかなり短い。ダブル・シア継ぎ手では約20倍違う。

(2)ファスナー締め付けトルクはS－Nデータに影響を与える。当方の試験では、締め付けトルクを大きくする（7.8Nm→22～27Nm）と寿命が約1/20に短くなった。他文献データでは、トルクを大きくする（2.9Nm→11.8Nm）と寿命が約10倍長くなっている。寿命を最長にする最適締め付けトルクが2.9Nm～27Nmの間にあることが示唆されている。最適トルク値設定による寿命延長設計が可能である。

②変動荷重下での寿命推定法

変動荷重下での寿命を試験で求め、計算値と比較した。試験値に対し、マイナー則は平均6.4倍長い寿命を与えるが、LRSRFM(Linear Residual Strength Reduction Fatigue Model)法は平均2.9倍と見積もり精度が良い。更に精度を上げる研究の余地がある

③寿命安全率（Scatter Factor）

複合材構造の寿命のばらつきはアルミニウム合金構造より大きい。従って、寿命安全率をアルミニウム構造の約1.5倍大きく取る必要がある。例えば、供試体2体で安全寿命を求める場合、アルミニウム構造の寿命安全率5.3に対し、複合材構造のそれは7.8である。

④降伏寿命

降伏寿命／破壊寿命比は荷重が大きくなる（破壊荷重比26%→47%）と小さく（0.77→0.39）なる。ただし、破壊荷重比43～46%で0.84～0.93と高い文献データもある。両者の差の原因は特定できなかった。

⑤オフ・セットのある継ぎ手は要注意

アルミニウム合金構造と違い、複合材構造では円孔をあけたぐらいですぐに疲労強度が問題になることはない。ファスナーで荷重を伝達する継ぎ手は、疲労設計を行う必要がある。特に、オフセットのあるシングル・シア継ぎ手やラップ継ぎ手は、注意を要する。

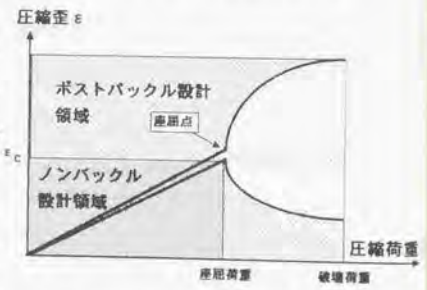
2.4　ポストバックル設計の追加が必要な圧縮強度設計

航空機の構造は、圧縮破壊する前に座屈を起こす。座屈に伴い面外変形が起こると２次的な内部歪が発生する。この２次的な内部歪が繰り返し負荷されると樹脂が劣化（内部微小損傷の発生）することが懸念され、それを避けるため、座屈を圧縮強度の限界とするノンバックル設計が行われてきた。現在の圧縮強度設計基準は、座屈の発生後は耐荷能力がないとする巨視的・外観的破壊モードで圧縮破壊を捉えている。

ここでは、複合材適用による一層の軽量化を目指して、座屈発生後も耐荷能力が残留することを検証して、ポストバックル設計の可能性を示す。

（１）ノンバックル設計とポストバックル設計

複合材料でできた補強板は、圧縮荷重や剪断荷重がかかると、金属でできた補強板と全く同様に座屈する。図２.４－１に、アルミニウム合金補強平板の圧縮座屈挙動を示す。歪ゲージで座屈挙動を捉えた図である。板の同位置に貼った表裏一対の歪ゲージが、座屈によって発生した曲げを検知して、座屈開始後破壊に至るまでの挙動を捉えている。（２）項以降に示す複合材補強平板でも、全く同様な挙動が歪ゲージで捉えられている。金属構造では座屈開始荷重を超えて使用するポストバックル設計は、当り前のこととして実行されている。しかし、複合材構造では、座屈後の複合材料の劣化特性が良く分かっていないので、これまで座屈開始荷重以下で使うノンバックル設計が行われていた。ここで検討する項目は、ポストバックル設計の可能性と座屈破壊予知の可能性である。先ず、複合材補強板の圧縮座屈実験データの分析から始める。



ポストバックル設計領域

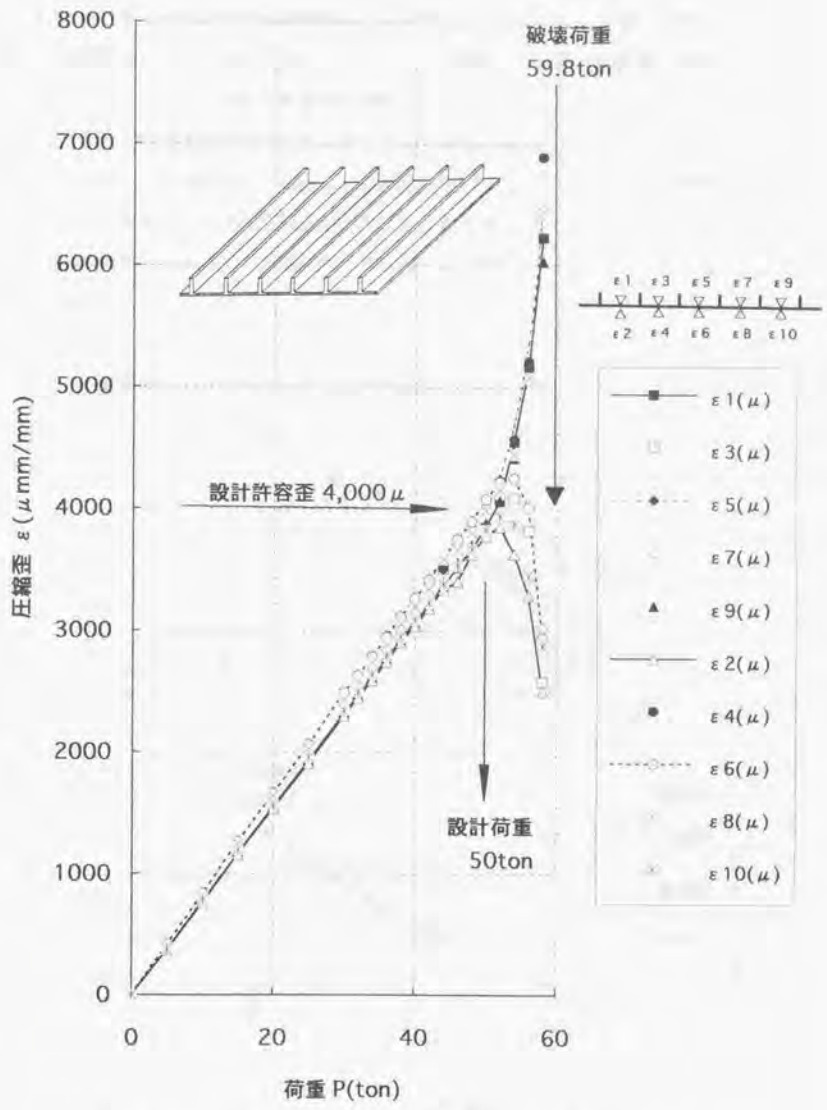


図２.４－１　アルミニウム合金補強平板の圧縮座屈挙動

（２）圧縮座屈実験データの分析(その 1)：ハット型補強材平板

ハット型のような閉断面を持つ縦通材で補強された板は、縦通材が横倒れに強く圧縮強度が高い。次項（３）で分析する補強板は１型の開断面縦通材を使用しており、縦通材の横倒れが顕著に現われる。閉断面縦通材は開断面縦通材に比べ、強度的に有利であるが、作り方が難しい難点を持つ。

本項では、ハット型縦通材で補強された平板の圧縮座屈挙動を分析する。供試体の複合材料は T800H/PMR-15、積層構成は[±45/0/90/0/90]s である。

図２.４－２に、ハット型縦通材部と外板部に貼付した歪ゲージのデータを示すが、縦通材部の歪ゲージ（ε 4～ε 8）は荷重の増加にともないほぼ線形に伸びているのに対し、外板部の歪ゲージ（ε 1～ε 3）は約 28 トン以上で折れ曲がり減少している。これは外板部が約 28 トンで座屈を起こし、それ以上負荷を分担する能力を失っているのに対し、縦通材は全体が 39.4 トンで破壊するまで耐荷していることを示している。

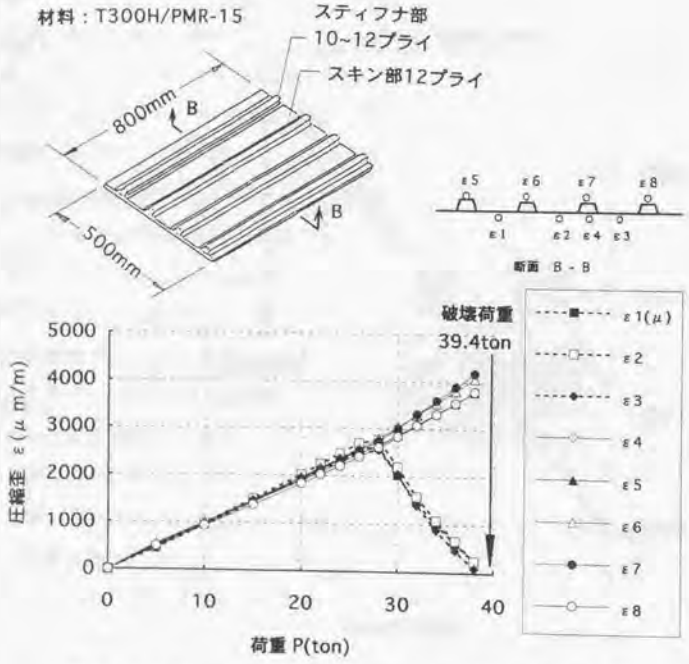


図２.４－２　ハット型補強材平板の圧縮座屈挙動（歪）

図２.４－３は外板中央部を縦通材方向に沿って計測した変位をプロットした図である。計測データを表２.４－１に示す。外板部は非常に狭い局所的な座屈から始まる。図２.４－４に示す変形モードと合わせて見ると、荷重５トンの時、どこにも座屈を起こしている部分はないが、10 トンに荷重が増えるとδ 2、δ 3 の部分が座屈を起こしている。この補強平板の設計荷重は 28 トンである。丁度局所座屈から全体座屈に移る荷重の大きさが 25～28 トンであるので、全体座屈を起こさせないノンパックル設計の目的を達成した上手な設計と言える。

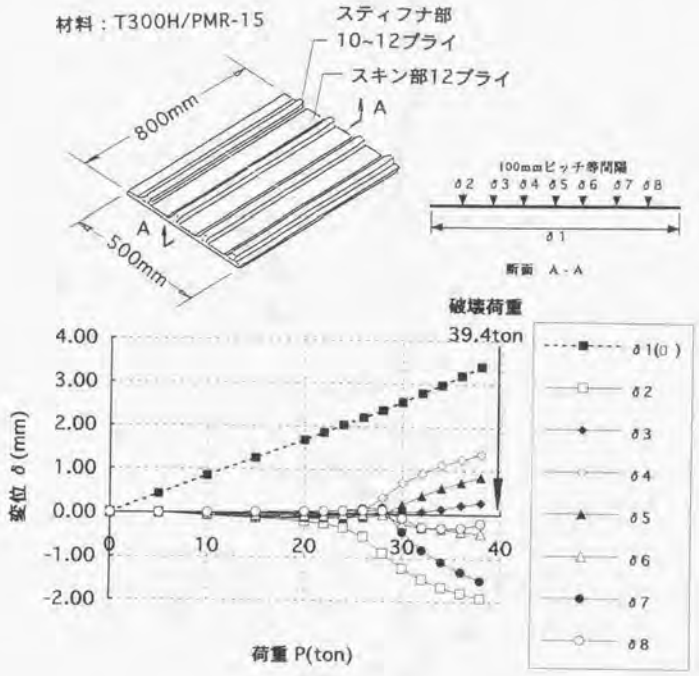


図２.４－３　ハット型補強材平板の圧縮座屈挙動（変位）

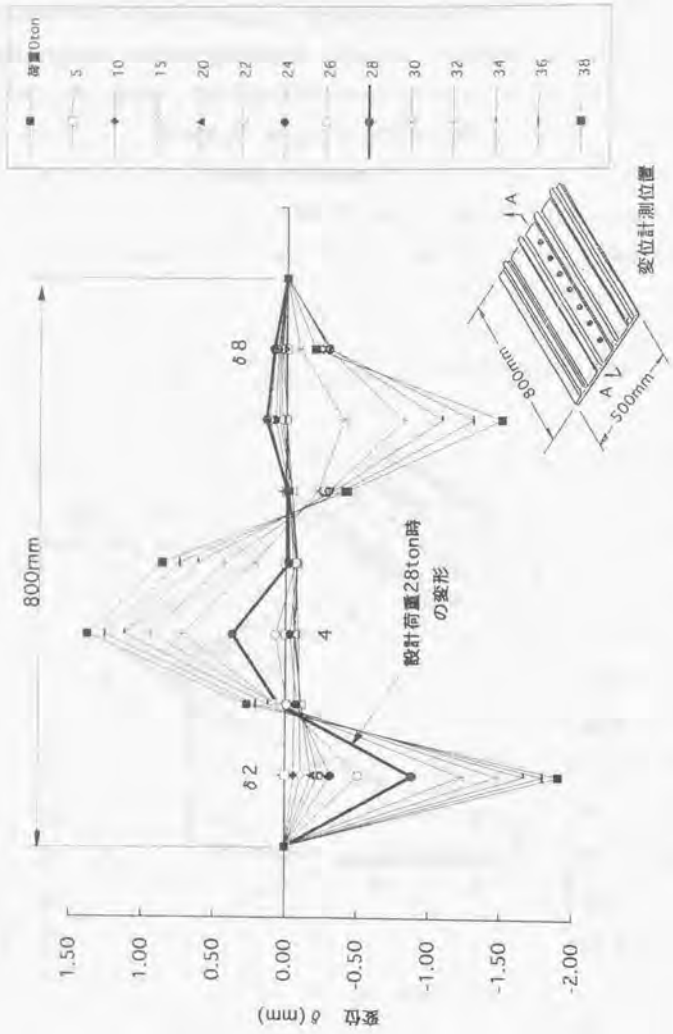


図２．４－４　ハット型補強材平板の圧縮座屈変形モード

表２．４－１　ハット型補強材平板の座屈実験データ

材料：T800H/PMR-15

破壊荷重：39.4ton

荷重P(ton)	ε1(μ)	ε2	ε3	ε4	ε5	ε6	ε7	ε8
0	1	0	1	0	0	0	0	0
5	442	468	480	468	530	549	468	499
10	937	975	968	958	972	1001	958	931
15	1440	1497	1459	1453	1436	1474	1453	1379
20	1940	2020	1937	1938	1900	1961	1938	1836
22	2145	2240	2127	2137	2087	2163	2137	2024
24	2359	2464	2312	2336	2275	2365	2336	2214
26	2555	2682	2475	2527	2459	2564	2527	2398
28	2598	2757	2541	2732	2651	2784	2732	2599
30	2029	2193	2060	3008	2861	3036	3008	2829
32	1468	1581	1409	3307	3089	3296	3307	3067
34	1013	1085	885	3604	3323	3558	3604	3312
36	621	671	467	3896	3557	3818	3896	3553
38	251	247	96	4180	3792	4074	4180	3796

荷重P(ton)	δ1(mm)	δ2	δ3	δ4	δ5	δ6	δ7	δ8
0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
5	0.43	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
10	0.85	-0.06	-0.06	-0.06	-0.05	-0.02	0.00	0.01
15	1.26	-0.11	-0.10	-0.09	-0.07	-0.04	0.00	0.03
20	1.68	-0.18	-0.11	-0.07	-0.08	-0.04	0.03	0.04
22	1.86	-0.23	-0.11	-0.06	-0.08	-0.04	0.05	0.05
24	2.03	-0.32	-0.08	-0.03	-0.08	-0.02	0.08	0.06
26	2.21	-0.51	-0.01	0.07	-0.07	-0.01	0.12	0.08
28	2.38	-0.89	0.05	0.37	-0.02	-0.01	0.14	0.09
30	2.57	-1.23	0.06	0.72	0.22	-0.22	-0.40	-0.09
32	2.78	-1.48	0.06	0.94	0.43	-0.30	-0.82	-0.29
34	2.97	-1.67	0.12	1.12	0.61	-0.33	-1.09	-0.31
36	3.19	-1.80	0.21	1.26	0.74	-0.39	-1.31	-0.30
38	3.40	-1.91	0.27	1.38	0.86	-0.43	-1.51	-0.20

（３）圧縮座屈実験データの分析(その２)：Ｉ型補強材平板

５本のＩ型開断面縦通材で補強された補強平板の実験データを分析して、欠陥（層間剥離）の大きさが圧縮破壊の挙動に与える影響を調べる。実験に用いた３種類の供試体を図２.４－５に示す。用いた複合材料は T800H/3900-2、積層構成は［+45/90/－45/0/±45/0/±45］s である。３種類の供試体の構造は全く同じであるが、層間剥離の大きさが異なる。

①パネルＡは欠陥がない供試体である。

②パネルＢは直径 25.4 ㎜ 質量 9kg の鋼球を外板側に衝突させ、２カ所に衝撃損傷を付与した供試体である。２カ所の層間剥離の位置は、パネル中央部縦通材中心と外側小骨間中央部縦通材エッジである。いずれも外板層間の剥離であり、剥離面積はそれぞれ 1,323 ㎟と 2,100 ㎟である。

③パネルＣは中央縦通材の中間小骨間全長（577 mm）にわたって、外板との接合面に人工的な剥離を付与した供試体である。縦通材と外板との剥離面積は 38,659 ㎟である。

また、同図と図２.４－６に分析に使用した実験データの計測点を示す。データの種類は、歪み（ε）、変位（δ）とアコースティック・エミッション（AE）である。アコースティック・エミッションは、欠陥のあるパネルＢとパネルＣを計測したが、欠陥のないパネルＡについては計測しなかった。

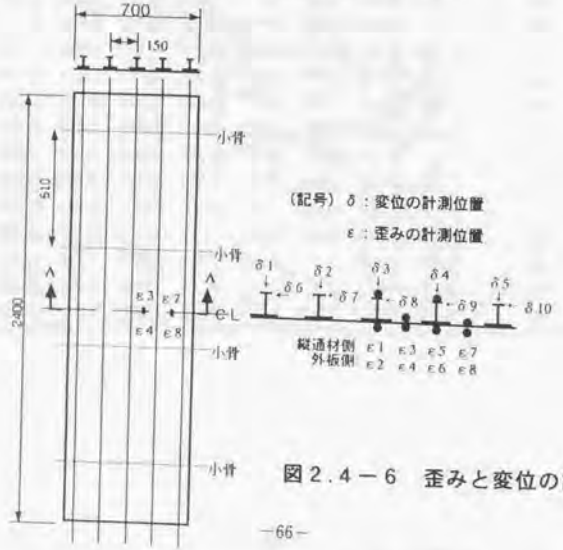


図２.４－６　歪みと変位の計測点位置

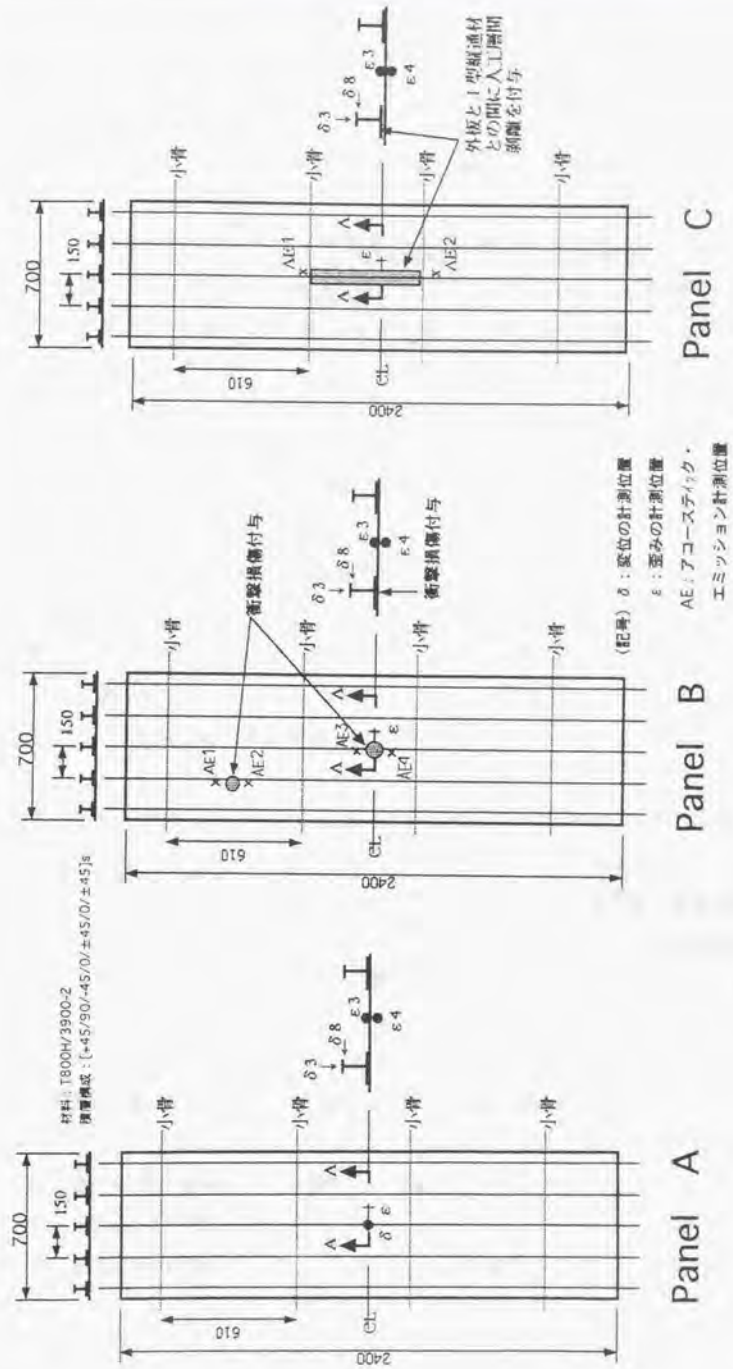


図２.４－５　供試体の概要およびデータ計測点位置

歪みデータを図2.4－7 －図2.4－10に示す。これらのデータから次のことが分かる。

(a)パネルC中央縦通材の層間剥離部に貼付した歪みゲージの出力ε 1、ε 2を除き、他のパネルおよび部位の歪みデータの挙動は単調であり（図2.4－7および図2.4－8）、座屈開始あるいは座屈破壊の兆候を掴むことは難しい。ただし、パネルCのように大きい層間剥離が発生している場合は、座屈開始の挙動を歪みゲージで捉えることができる。

(b)縦通材部に貼付した歪みゲージ（ε 1,ε 2,ε 5,ε 6）の出力に比べ、外板部の歪みゲージ（ε 3,ε 4,ε 7,ε 8）の出力は座屈開始および破壊の兆候をよく現している（図2.4－9および図2.4－10）。

(c)欠陥のないパネルAと比較的小さい層間剥離があるパネルBとの歪の挙動に大きい差はない。従って、層間剥離面積が1,323 ㎟（円形だとすると直径41 ㎜）や2,100 ㎟（同52 ㎜）程度の損傷では、歪ゲージの出力の変化から層間剥離の有無を判断することは難しい。しかし、パネルC位の大きい層間剥離（38,659 ㎟）であれば、歪みゲージの出力の変化から層間剥離の存在を検知することができる。

変位のデータを図2.4－11～図2.4－14に示す。これらのデータから次のことが分かる。

(d)縦通材の横倒れ変位（δ 6～δ 10）が座屈開始挙動をよく示す（図2.4－11および図2.4－12）。

(e)また、欠陥なしパネルAと大層間剥離付与パネルCとの変位の挙動の差は、歪みゲージ（図2.4－9）ほど歴然としていないが、識別できる（図2.4－13）。

(f)縦通材部の面外方向変位δ 1～δ 5もそれなりの情報を持っているが（図2.4－11）、開断面縦通材で補強した補強平板の座屈挙動は、縦通材の横倒れ変位が特徴的である。

(g)外板部に貼付した歪みゲージの挙動は、破壊する少し前から頭打ちから頭下げの特徴を示し（図2.4－9、図2.4－10）、破壊予知が可能である。しかし、変位のデータにはその特徴がなく、変位データによる破壊予知は難しい。

(h)パネルA、B、Cの座屈開始荷重と座屈破壊荷重を次に示す。

表2.4－2　座屈開始荷重と破壊荷重との比

パネルの種類	①座屈開始荷重	②破壊荷重	荷重比②/①
欠陥なし　パネルA	36.3トン	63トン	1.74
小層間剥離付与　パネルB	36.3	62	1.71
大層間剥離付与　パネルC	9.1	58	6.37

・パネルBとパネルAとの差はほとんどない。パネルB程度の欠陥は、座屈荷重および座屈破壊荷重にほとんど影響をあたえない。

・パネルCはパネルAに比べ、座屈開始荷重が25％に、座屈破壊荷重が92％に低下する。大きい層間剥離は座屈開始荷重を大幅に下げる。

分析に使用した実験データを表2.4－3と表2.4－4に示す。

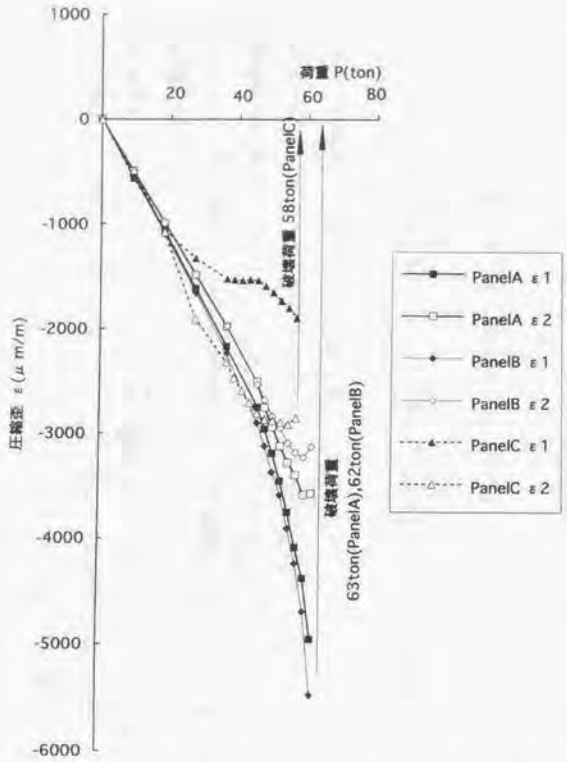


図２.４－７　Ｉ型補強材平板の圧縮座屈挙動（歪み１）

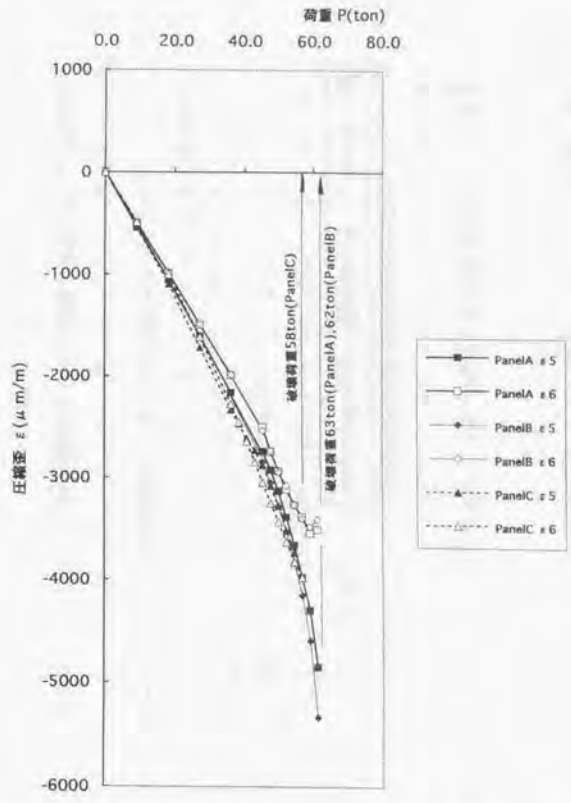


図２.４－８　Ｉ型補強材平板の圧縮座屈挙動（歪み２）

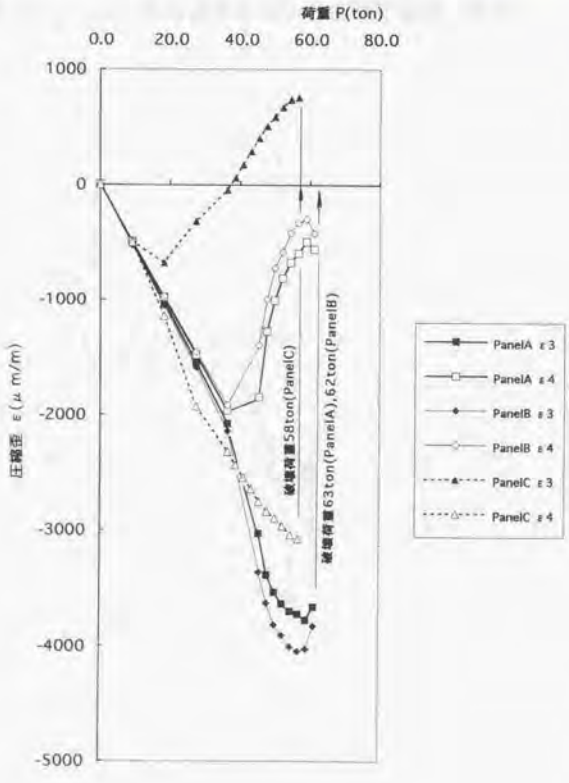


図２.４－９　Ｉ型補強材平板の圧縮座屈挙動（歪み３）

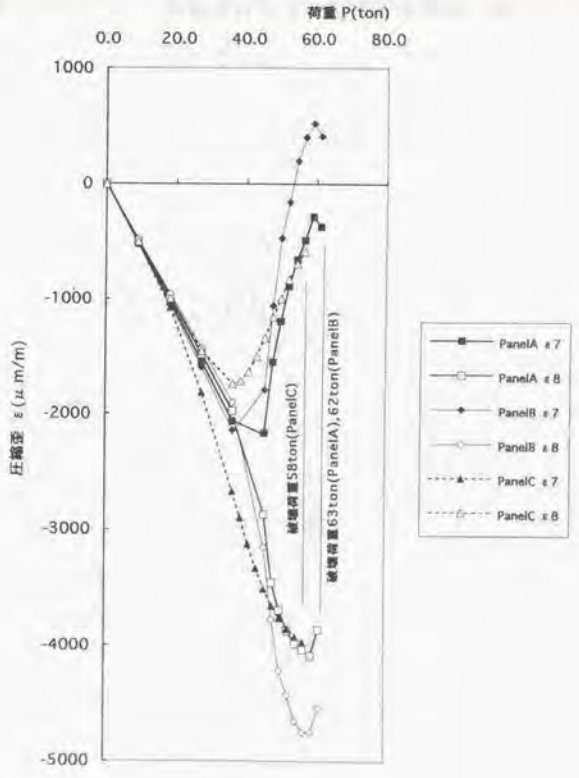


図２.４－１０　Ｉ型補強材平板の圧縮座屈挙動（歪み４）

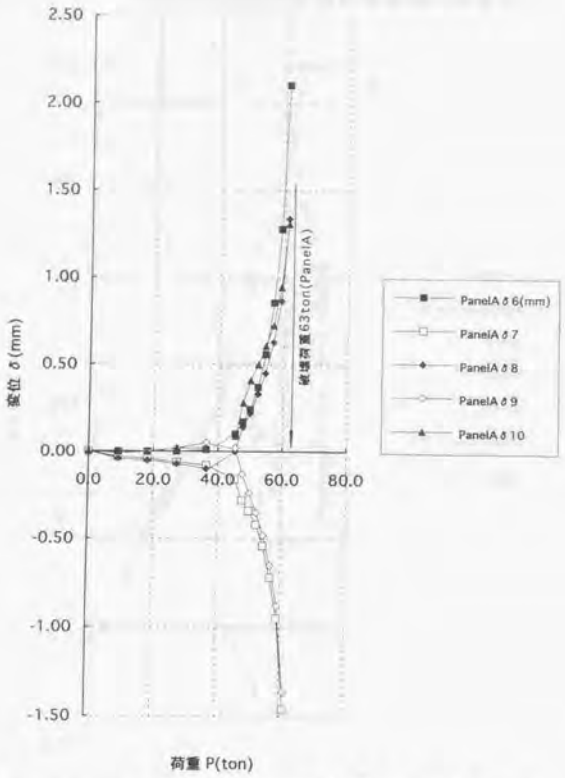


図２．４－11　Ｉ型補強材平板の圧縮座屈挙動（変位１）

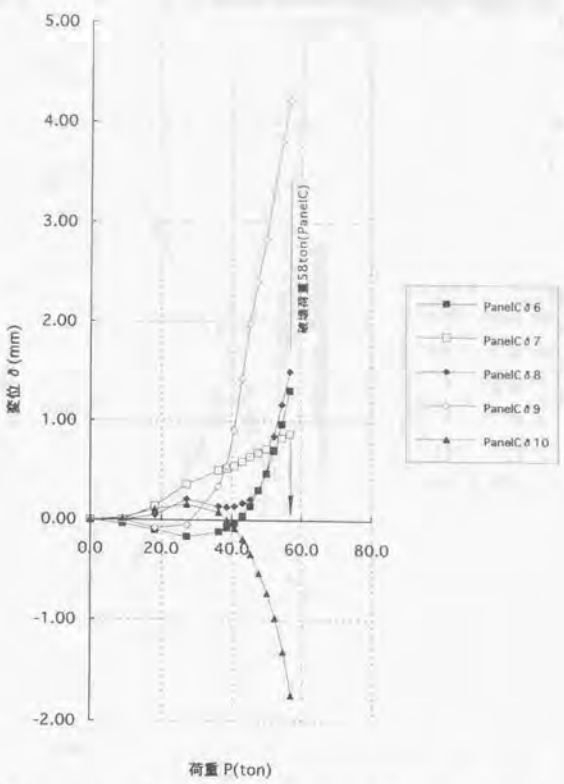


図２．４－12　Ｉ型補強材平板の圧縮座屈挙動（変位２）

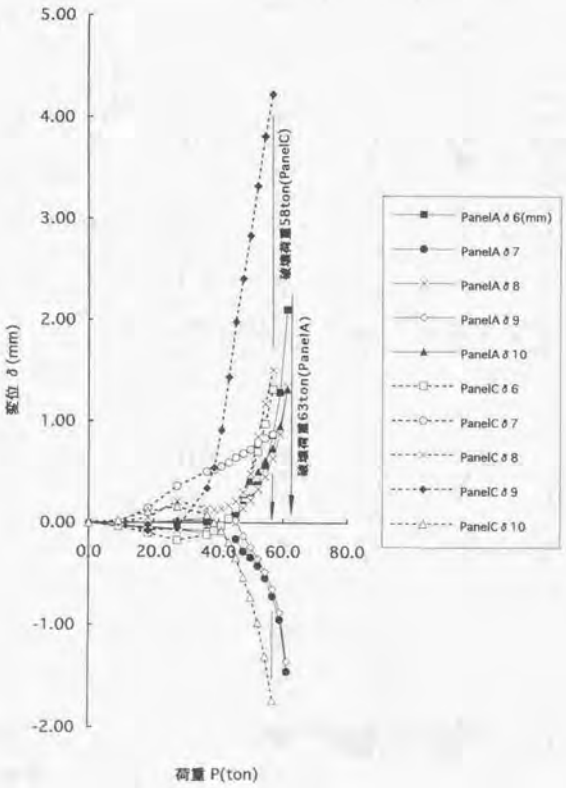


図２．４－13　Ｉ型補強材平板の圧縮座屈挙動（変位３）

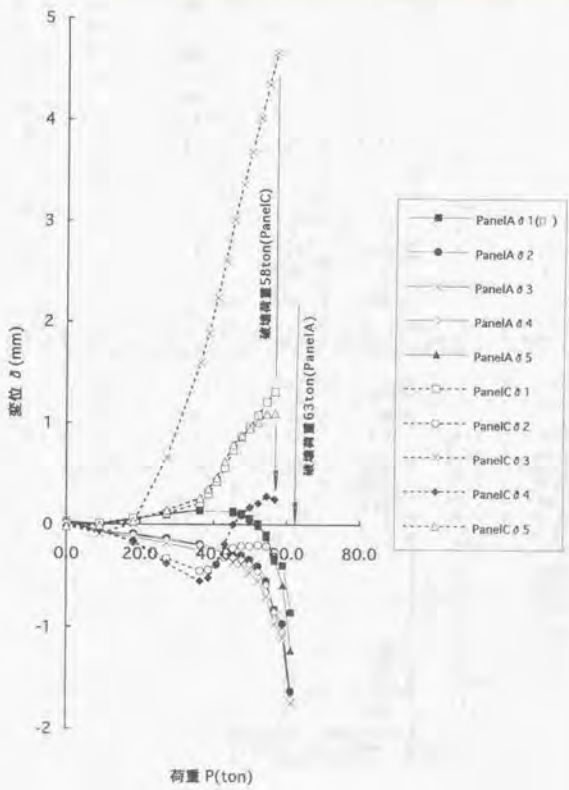


図２．４－14　Ｉ型補強材平板の圧縮座屈挙動（変位４）

材料：T800H/3900-2
積層構成：[+45/90/-45/0/±45/0/±45]s

表２．４－３　Ｉ型補強材平板の圧縮座屈実験データ（歪み）

荷重P(ton)	PanelA ε1	PanelA ε2	PanelB ε1	PanelB ε2	PanelC ε1	PanelC ε2
0.0	3	0	0	0	6	0
9.1	-539	-497	-549	-498	-560	-484
18.1	-1060	-982	-1093	-989	-1053	-1076
27.2	-1611	-1481	-1652	-1480	-1324	-1907
36.3	-2168	-1976	-2231	-1971	-1519	-2322
38.6	—	—	—	—	-1528	-2471
40.8	—	—	—	—	-1536	-2595
43.1	—	—	—	—	-1527	-2707
45.4	-2753	-2508	-2900	-2532	-1532	-2814
47.6	-2960	-2756	-3124	-2683	-1586	-2871
49.9	-3194	-2941	-3372	-2842	-1648	-2882
52.2	-3459	-3126	-3592	-2949	-1728	-2896
54.4	-3755	-3280	-3909	-3094	-1797	-2916
56.7	-4090	-3399	-4239	-3184	-1894	-2857
59.0	-4380	-3591	-4692	-3232	—	—
61.2	-4952	-3576	-5477	-3131	—	—

荷重P(ton)	PanelA ε5	PanelA ε6	PanelB ε5	PanelB ε6	PanelC ε5	PanelC ε6
0.0	0	0	2	0	0	0
9.1	-537	-502	-532	-493	-543	-490
18.1	-1057	-988	-1061	-986	-1092	-997
27.2	-1602	-1489	-1605	-1482	-1714	-1610
36.3	-2157	-1985	-2167	-1977	-2325	-2269
38.6					-2461	-2444
40.8					-2601	-2637
43.1					-2722	-2838
45.4	-2733	-2494	-2841	-2529	-2866	-3039
47.6	-2915	-2735	-3043	-2729	-3072	-3245
49.9	-3122	-2926	-3274	-2937	-3272	-3428
52.2	-3379	-3106	-3520	-3068	-3512	-3628
54.4	-3656	-3260	-3829	-3260	-3730	-3820
56.7	-3970	-3377	-4148	-3394	-3972	-3972
59.0	-4290	-3541	-4592	-3477		
61.2	-4849	-3505	-5328	-3403		

荷重P(ton)	PanelA ε3	PanelA ε4	PanelB ε3	PanelB ε4	PanelC ε3	PanelC ε4
0.0	10	5	0	0	10	5
9.1	-508	-494	-524	-488	-491	-497
18.1	-1017	-979	-1050	-971	-675	-1142
27.2	-1544	-1477	-1585	-1451	-315	-1926
36.3	-2075	-1963	-2139	-1913	-43	-2317
38.6	—	—	—	—	64	-2433
40.8	—	—	—	—	177	-2540
43.1	—	—	—	—	290	-2642
45.4	-3023	-1845	-3359	-1392	406	-2749
47.6	-3383	-1274	-3628	-997	510	-2832
49.9	-3534	-1005	-3814	-720	589	-2891
52.2	-3632	-808	-3902	-577	672	-2958
54.4	-3697	-673	-4001	-413	741	-3036
56.7	-3722	-593	-4041	-327	760	-3069
59.0	-3773	-491	-4021	-294	—	—
61.2	-3659	-556	-3823	-420	—	—

荷重P(ton)	PanelA ε7	PanelA ε8	PanelB ε7	PanelB ε8	PanelC ε7	PanelC ε8
0.0	0	0	-2	0	-2	0
9.1	-520	-501	-527	-480	-517	-502
18.1	-1023	-984	-1055	-955	-1074	-996
27.2	-1546	-1482	-1594	-1430	-1813	-1453
36.3	-2062	-1977	-2140	-1898	-2671	-1736
38.6					-2898	-1713
40.8					-3125	-1633
43.1					-3336	-1501
45.4	-2168	-2872	-1789	-3154	-3512	-1341
47.6	-1551	-3458	-1058	-3779	-3659	-1158
49.9	-1193	-3699	-470	-4219	-3765	-998
52.2	-888	-3876	-159	-4429	-3858	-829
54.4	-657	-3989	200	-4654	-3925	-691
56.7	-490	-4043	406	-4747	-3979	-584
59.0	-285	-4092	524	-4753		
61.2	-372	-3870	412	-4546		

材料：T800H/3900-2
積層構成：[+45/90/-45/0/±45/0/±45]s

表２．４－４　Ｉ型補強材平板の圧縮座屈実験データ（変位）

荷重P(ton)	PanelA δ1(□)	PanelA δ2	PanelA δ3	PanelA δ4	PanelA δ5	PanelC δ1	PanelC δ2	PanelC δ3	PanelC δ4	PanelC δ5
0.0	0.03	0.03	0.04	0.04	0.03	0.00	-0.01	-0.01	-0.02	-0.02
9.1	0.00	-0.08	-0.08	-0.06	0.01	0.01	-0.06	-0.09	-0.06	-0.01
18.1	0.05	-0.09	-0.12	-0.10	0.06	0.06	-0.17	0.01	-0.16	0.03
27.2	0.11	-0.13	-0.18	-0.15	0.10	0.11	-0.33	0.66	-0.38	0.14
36.3	0.15	-0.19	-0.25	-0.20	0.14	0.21	-0.45	1.60	-0.55	0.26
38.6						0.30	-0.44	1.89	-0.52	0.35
40.8						0.42	-0.39	2.24	-0.39	0.46
43.1						0.56	-0.32	2.61	-0.19	0.62
45.4	0.13	-0.30	-0.37	-0.32	0.12	0.73	-0.23	3.01	0.00	0.79
47.6	0.11	-0.30	-0.39	-0.34	0.10	0.86	-0.21	3.36	0.09	0.88
49.9	0.06	-0.34	-0.47	-0.39	0.03	0.96	-0.21	3.68	0.17	0.95
52.2	0.01	-0.41	-0.55	-0.46	-0.01	1.08	-0.20	4.02	0.21	1.01
54.4	-0.10	-0.55	-0.70	-0.59	-0.12	1.21	-0.21	4.34	0.28	1.09
56.7	-0.33	-0.83	-0.97	-0.85	-0.35	1.31	-0.26	4.66	0.25	1.10
59.0	-0.40	-0.97	-1.11	-1.05	-0.59					
61.2	-0.86	-1.63	-1.75	-1.71	-1.23					

荷重P(ton)	PanelA δ6(mm)	PanelA δ7	PanelA δ8	PanelA δ9	PanelA δ10	PanelC δ6	PanelC δ7	PanelC δ8	PanelC δ9	PanelC δ10
0.0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
9.1	0.00	-0.03	-0.04	-0.01	0.00	-0.04	0.00	0.00	0.00	0.02
18.1	0.00	-0.04	-0.05	0.00	0.00	-0.10	0.14	0.05	-0.08	0.11
27.2	0.00	-0.06	-0.07	0.02	0.02	-0.17	0.36	0.21	-0.05	0.16
36.3	0.01	-0.08	-0.10	0.05	0.02	-0.12	0.50	0.14	0.34	0.08
38.6						-0.08	0.52	0.13	0.54	0.00
40.8						-0.03	0.55	0.14	0.91	-0.08
43.1						0.04	0.59	0.17	1.43	-0.19
45.4	0.10	-0.16	0.00	0.02	0.09	0.14	0.64	0.21	1.98	-0.34
47.6	0.17	-0.28	0.14	-0.13	0.28	0.30	0.68	0.30	2.41	-0.53
49.9	0.24	-0.34	0.22	-0.24	0.41	0.47	0.72	0.48	2.83	-0.73
52.2	0.37	-0.42	0.33	-0.35	0.50	0.70	0.78	0.85	3.32	-0.98
54.4	0.56	-0.54	0.45	-0.48	0.61	0.97	0.83	1.17	3.81	-1.31
56.7	0.86	-0.72	0.63	-0.65	0.73	1.31	0.87	1.50	4.22	-1.74
59.0	1.28	-0.95	0.87	-0.88	0.95					
61.2	2.10	-1.46	1.34	-1.36	1.31					

（4）座屈破壊予知

前（3）項で分析したパネルA，B，Cの座屈から破壊に至る挙動を示す代表的なデータを図2.4－15～図2.4－17 に示す。圧縮座屈開始点および破壊に至る兆候は、歪ゲージが一番顕著に表わす。それに変位とアコースティック・エミッションが続く。いずれの計測方法でも座屈開始点の検知はできる。しかし、破壊の兆候は、歪ゲージでは頭打ちから頭下げの挙動を示し予知できるが、変位とアコースティック・エミッションでは明確な挙動が認められず予知が難しい。

前（3）項の分析でも指摘したが、パネルB程度の層間剥離（面積1,323 ㎟と 2,100 ㎟の2箇所）は座屈開始荷重や破壊荷重にほとんど影響を与えない。しかし、パネルC程度の大きい層間剥離（面積38,659 ㎟）になると、影響が大きく、特に座屈開始荷重を大幅に低下させる。図2.4－18 参照。逆に、座屈開始荷重をモニタすることにより、その低下の程度から層間剥離の大きさを推定できる。これは、座屈破壊強度の低下量を予測でき、事前に安全対策を取ることが可能になる。

パネルA，B，Cの座屈実験を行った際、モアレ・フリンジの計測も行った。結果を図2.4－19 に示す。局部的に座屈を起こしている位置の同定あるいは局部座屈か全体座屈かの判断に有効なデータを与える。

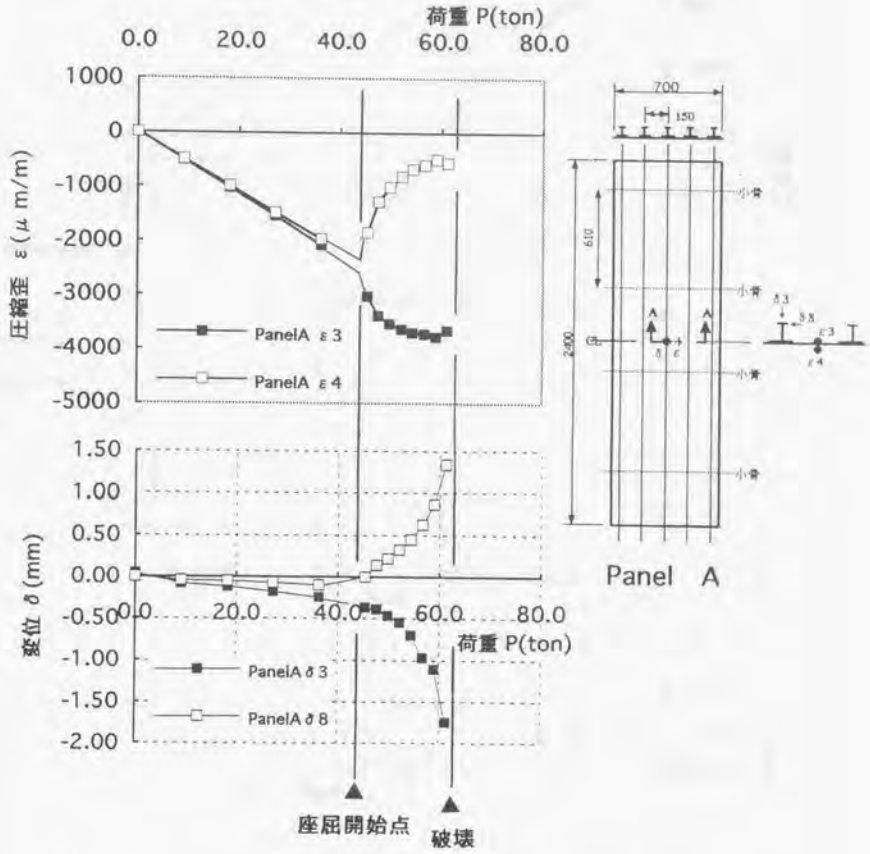


図2.4－15　I型補強材平板の圧縮座屈と破壊（パネルA）

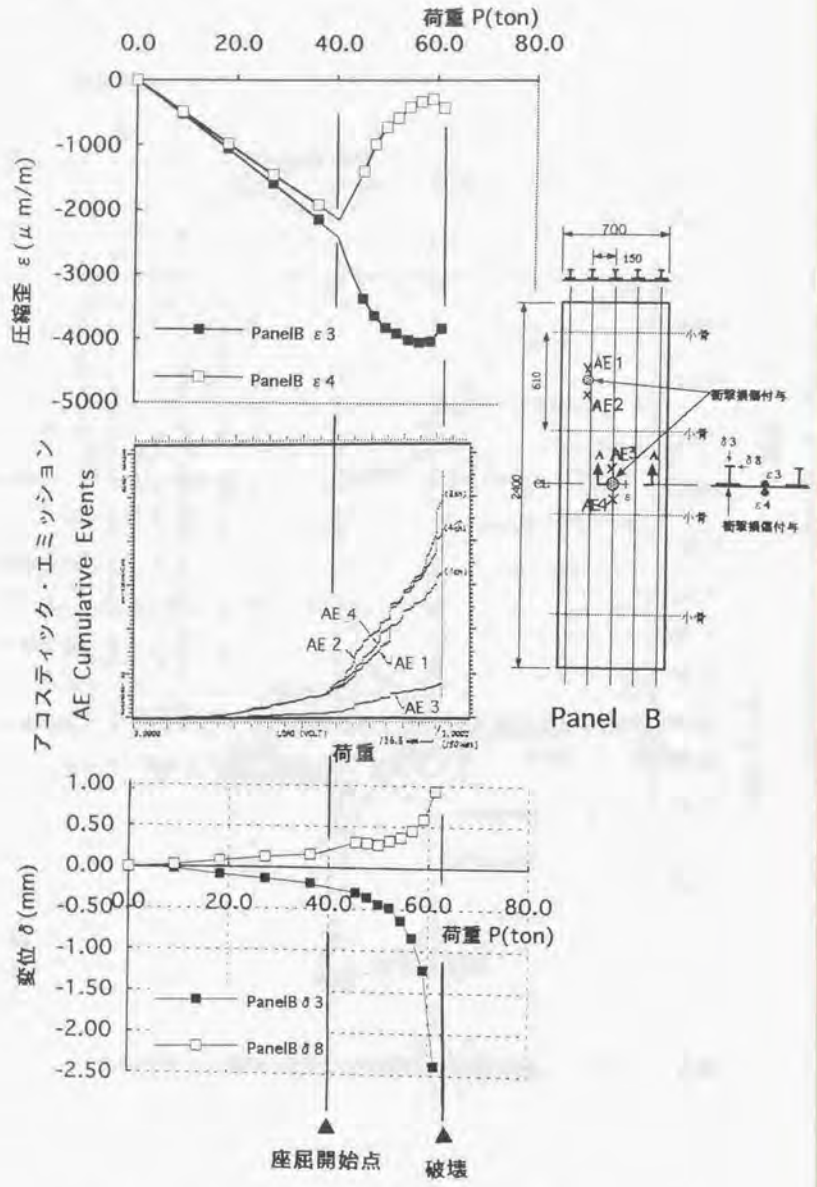


図2.4－16　I型補強材平板の圧縮座屈と破壊（パネルB）

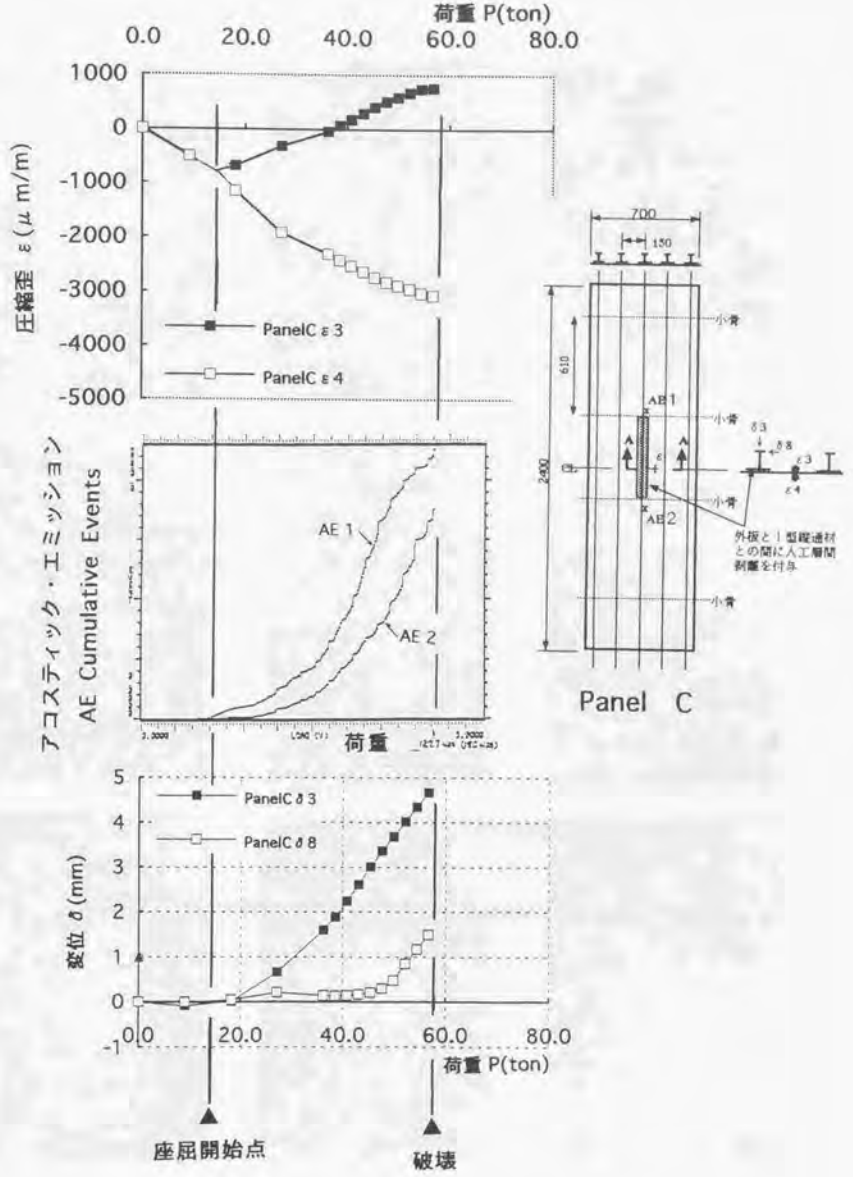


図2.4－17　I型補強材平板の圧縮座屈と破壊（パネルC）

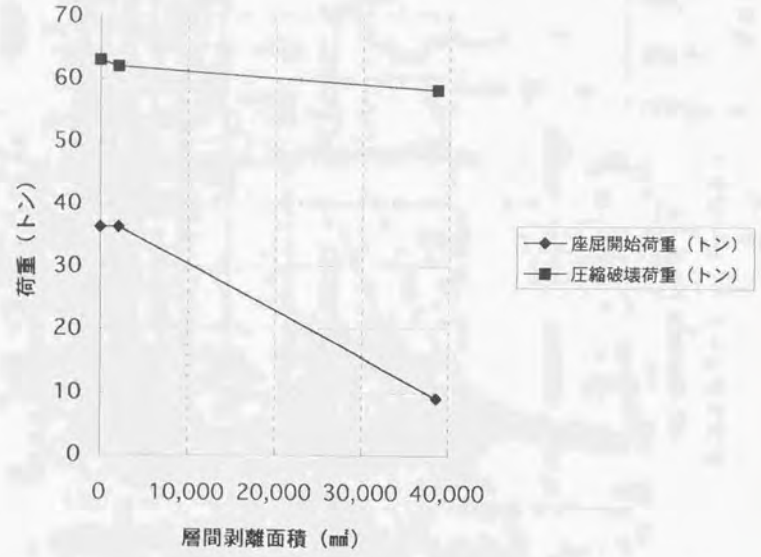


図２.４－１８　層間剥離面積が座屈荷重と破壊荷重に与える影響

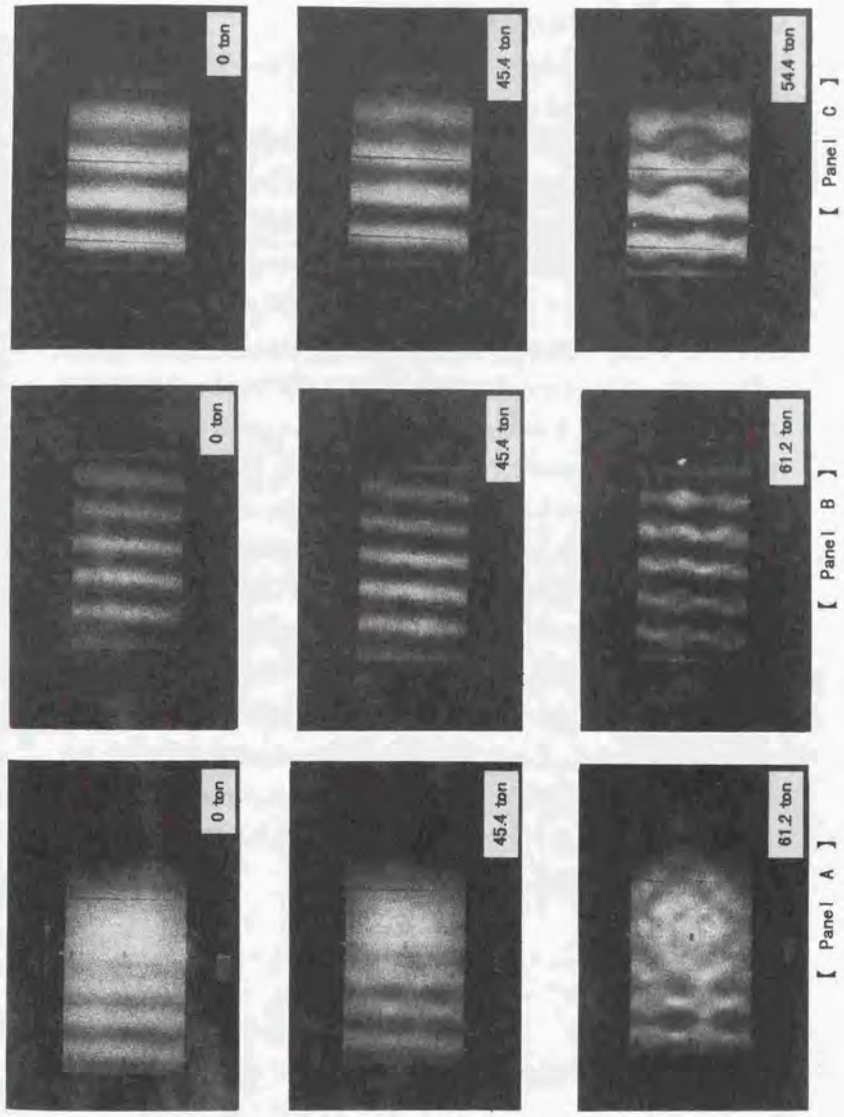


図２.４－１９　Ｉ型補強材平板の圧縮座屈モアレ・フリンジ

(5) ポストバックル設計の可能性

旅客機の制限荷重倍数は2.5Gである。安全率として1.5をとるので終極荷重倍数は2.5Gx 1.5＝3.75Gとなる。

巡航時に構造にしわが発生して空気抵抗が増加するのを防ぐため、座屈に対する設計基準として、巡航時に相当する1Gまでは座屈させないことにすると、3.75倍（3.75G/1G）のポストバックル強度が必要となる。即ち、破壊荷重と座屈開始荷重との比が3.75以上必要となる。表2.4－5に、前（2）（3）項で分析した座屈実験データ等から求めた破壊／座屈荷重比をまとめ、図2.4－20にプロットした。欠陥がない補強板では、板厚1.02mmの補助翼外板の比が4.98、板厚1.56mmのハット型補強材平板の比が3.94、板厚2.34mmのI型補強材平板の比が1.74である。板厚が1.02mm～1.56mmと薄い場合は、巡航時1Gまで座屈させないで、1G以上では終極荷重（3.75G）まで座屈した状態で耐荷させるポストバックル設計が可能である。この設計法は、1990年に運行を開始したマクダネルダグラスMD-11の補助翼を8プライの薄い積層板（板厚1.02mm）で製作した時、富士重工が採用した実績がある（第1章1.2項で紹介済み。詳細は第1章の参考資料6),7)を参照されたい）。

板厚がもう少し厚くなると、座屈が始まる荷重レベルを上げてやる必要がある。例えば、制限荷重2.5Gまで有害な変形および残留変形を起こしてはならない規程[1)2)]があるので、2.5Gまで座屈を起こさせない設計基準を設定すれば、必要な破壊／座屈荷重比は3.75G/2.5G＝1.5である。これは、板厚2.34mmのI型補強材平板の比1.74でクリヤーでき、制限荷重以上で座屈させるポストバックル設計が可能である。

表2.4－5　補強平板の破壊荷重と座屈開始荷重との比

補強平板の名称	平板板厚（プライ数）	①座屈開始荷重(トン)	②破壊荷重（トン）	破壊／座屈荷重比②/①
補助翼外板	1.02mm (8)	40%LMT	199%LMT	4.98
ハット型補強材平板	1.56mm (12)	10	39.4	3.94
I型補強材平板パネルA	2.34mm (18)	36.3	63	1.74
I型補強材平板パネルB*	2.34mm (18)	36.3	62	1.71
I型補強材平板パネルC**	2.34mm (18)	9.1	58	6.37
層間剥離付与試験片	6.70mm (48)	5	6.85	1.37

（注）* 小層間剥離付与
**大層間剥離付与

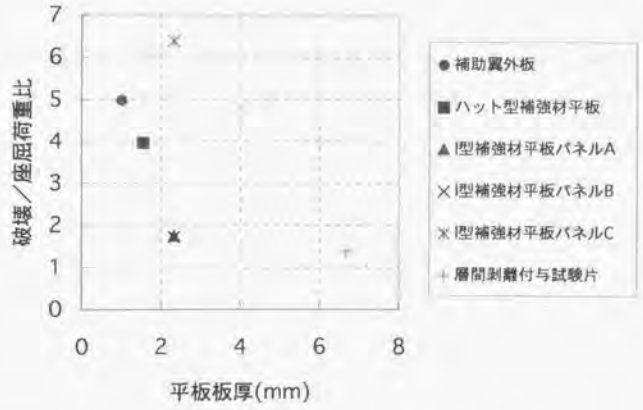


図2.4－20　破壊荷重／座屈荷重　比

2.5　第2章のまとめ

現在の静強度設計許容値の設定には、強度を低下させる大きい要因として、ばらつき、環境劣化、切り欠き感度が考慮されているが、いずれも試験データから低下ファクタを求める巨視的な方法である。内部欠陥の大きさ・数・位置との関連性は定義されていない。

現在の疲労強度設計は、S−N データと寿命安全率（Scatter Factor）で安全寿命を算定する方法、あるいは、疲労強度試験を行って寿命を決める方法のいずれかがとられている。上記静強度許容値の設定と同様、損傷の大きさ・数・位置との関連性、また、損傷進展との関連性も定義されていない。

以上の分析から、筆者は、現在の設計基準では、損傷進展許容構造や知的構造を設計することができないことを明確にした。これを改善するためには、損傷進展を許容する設計概念(Growth Concept)と内部損傷を検知する概念(Detectable Concept)を盛り込んだ新しい設計基準が必要である。次の第3章において、両設計概念を盛り込んだ耐損傷設計基準を検討する。

また、現在の圧縮強度設計では、座屈の発生後は耐荷能力がないと考え座屈を圧縮強度の限界とするノンバックル設計が行われている。筆者は、座屈発生後も耐荷能力が残留することを実験データを用いて検証し、ポストバックル設計の可能性を示した。

第3章　新耐損傷設計基準の提案

筆者は、本章において、損傷進展を許容する設計概念および内部損傷を検知する設計概念を盛り込んだ新しい設計基準を作成する。
そのため、実験データを基に、衝撃圧縮強度（ＣＡＩ）や層間剥離進展とその後の残留強度を分析する。この分析結果に基づき、損傷進展解析法や残留強度解析法を導くとともに、初期傷の大きさ・位置等の設計要件を整備し、損傷進展許容構造や知的構造の設計に必要な基準(Design Principles and Criteria)を作成する。筆者は、これを新しい耐損傷設計設計基準として提案する。

3.1 衝撃圧縮強度

筆者は、２章で現象根拠型による強度設計を示した。３章では損傷根拠型による強度設計を述べる。先ず、強度の低下量が大きく、構造への適用初期から問題となり、幾多のタフレジン複合材料を開発するきっかけとなった衝撃圧縮強度ＣＡＩ(Compression strength After Impact)から考察を始める。

（１）層間剥離面積と衝撃圧縮強度の関係およびその停留値

現在の設計基準では、衝撃圧縮強度 CAI に対する設計許容値を極めて低く抑えている。これを改善できれば、もう一段軽い複合材構造を作ることができる。積層板に物が当たると層間剥離が発生し、圧縮強度が低下する。CAI 許容値を低く抑えなければならない理由は、整備場で行う外部検査（非破壊検査）では内部に発生する層間剥離を見つけることが非常に難しいからである。製造工場では、組み立てる前の部品の段階で、精度の良い非破壊検査装置（超音波探傷装置など）を使って、ある程度の小ささまでの層間剥離を見つけることができ、廃棄あるいは修理することができる。しかし、最終組み立てを終え工場から出荷して、運航会社に渡ってしまうと層間剥離を見つけることは難しい。見つからないことを前提に設計を行うので、大きい層間剥離がある状態の低い圧縮強度（次に示す停留値）に許容値を抑えざるをえない。

積層板に物が当たった時、その物の速度（運動エネルギ）が大きいほど圧縮強度の低下も大きい。図３.１－１にその様子を示す。実験に用いた供試体の複合材料は P2190 (T500/3620)、積層構成［$\pm 45_2/0/90/0_2/90_2/0_2/90/0/+45]_s$である。長さ 200mm 幅 100mm の積層板に圧縮荷重をかけておき、直径 11mm の鋼球（5.5 グラム）を所定速度で衝突させた時、積層板が破壊したか、しなかったかをプロットして、破壊非破壊の境界値を求めた図である。実験データを表３.１－１に示す。衝突速度が増すに連れて圧縮強度は低下するが、低下は鈍化してやがてそれ以下に下がらない停留値を迎える。比較的タフな樹脂といわれている P2190 の停留値は 2300 μ m/m である。層間剥離がない状態での圧縮破壊歪が 9370 μ m／m であるので、停留値は 25％にまで低下することになる。

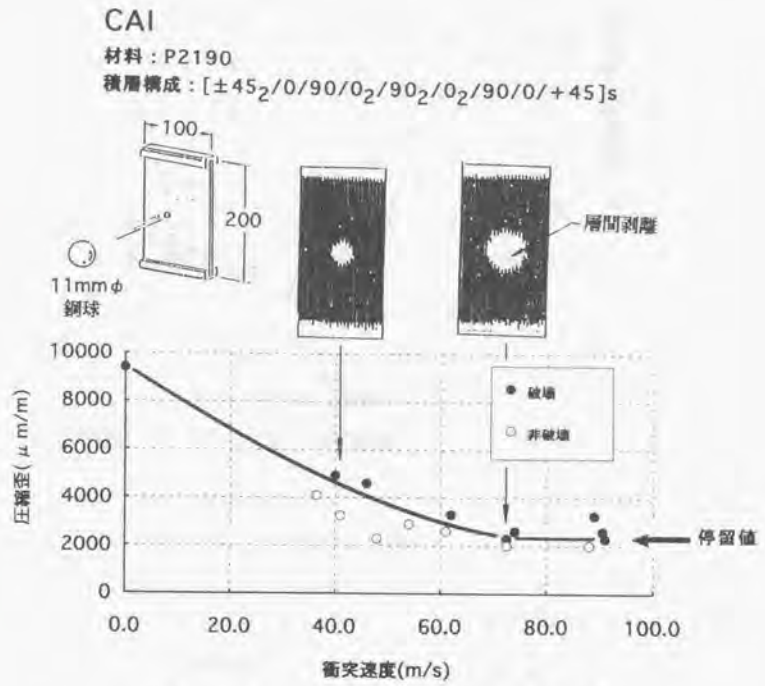


図３.１－１　衝撃圧縮強度と衝突速度の関係

表３.１－１　衝撃圧縮強度の実験データ

衝突速度(m/s)	非破壊(μm/m)	衝突速度(m/s)	破壊 ε(μm/m)
36.5	4100	0.0	9400
41.0	3250	40.0	4900
48.0	2300	46.0	4600
54.0	2900	62.0	3300
61.0	2600	72.5	2300
72.5	2000	74.0	2600
88.0	2000	89.0	3250
		90.5	2600
		91.0	2300

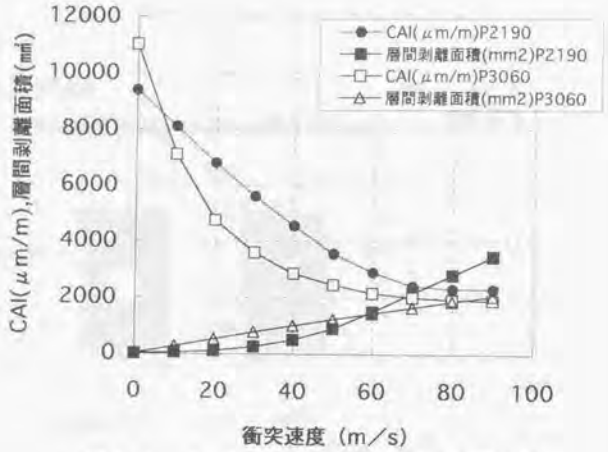


図３．１－２　層間剥離面積と衝突速度の関係

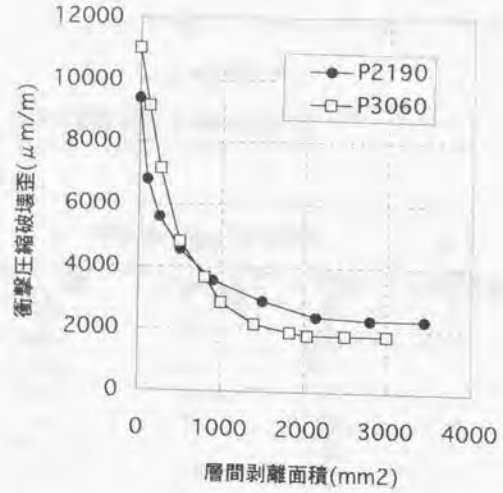


図３．１－３　衝撃圧縮破壊歪 vs 層間剥離面積

普通のエポキシ樹脂複合材 P3060 (T300/3601)では、停留値 1800 μ m／m で16%に低下する。層間剥離を確実に発見することが難しいため、停留値以下で設計する現在の設計基準では、複合材料が本来持っている能力を１／４位しか活用していないことになる。

図３．１－１の実験を行った時、同時に層間剥離面積と衝突速度の関係を求めた。破壊しなかった試験片を超音波探傷装置で調べ、層間剥離部の面積を出した。図３．１－２にそのデータを示す。同図には衝撃圧縮強度 CAI も併記した。層間剥離面積は CAI と違って、衝突速度の増加にともなって増大する。図３．１－２から衝撃圧縮破壊歪と層間剥離面積の関係を求め、図３．１－３に示す。P3060 のデータも記入した。やはり、タフレジンを使用している P2190 の方が、強度低下が少ない。その差の原因となっているエネルギ解放率を含め、P2190 と P3060 との材料特性の詳細な比較を、３．１（４）項の表３．１－３に示す。

（２）実機で想定される衝撃損傷の計算例

実際の航空機でどの程度の衝撃が想定されるか具体的に計算して見た。検討した事例は次の２ケースである。

①高速小質量物の衝突（High-velocity Low-mass Impact）

主脚の車輪が小石をはね上げ水平尾翼に当たる場合を考えた。このケースは、FAR Part25 § 25.571(e)[1] および耐空性審査要領第Ⅲ部 3-9-1-5 項[2] の単一原因衝撃損傷(Discrete Source Damage)要求に対応するケースである。

(a)小石の速度：航空機の離陸時最大速度は 150 ノット程度である。この時車輪の周速度は 77 m／s となる。

(b)小石が水平尾翼に当たる角度：20 °

水平尾翼に垂直な有効速度成分　$Ve = (77\ m/s)\sin 20^\circ = 26\ m/s$

（垂直成分だけでよいか疑問が残るが、ここではこのまま進める。）

(c)小石の質量と衝撃エネルギ：質量 m＝5.5 gr とした。

小石が持つ衝撃エネルギ $E = (1/2)\,m\,(Ve)^2 = 1.9$ J

(d)この時発生する層間剥離の面積とその後の圧縮強度

小石の質量を図３.１－２の鋼球と同じにしたので、同図から直接、層間剥離面積とＣＡＩを読み取ることができる。

衝突速度 Ve=26m/s に対して、

複合材料	層間剥離面積(直径)	①ＣＡＩ	②剥離がない強度	強度低下①/②
P2190	190 ㎟（16mm）	6500 μ m/m	9400 μ m/m	69%*
P3060	750 ㎟（31mm）	4000 μ m/m	11020 μ m/m	36%*

* 層間剥離がない状態の強度に対する比で、強度低下の程度を示す。

(e)残留強度：小石衝突後の残留圧縮強度が、P2190 が 69%、P3060 が 36%である。CAI の停留値（最小値）が各々 25%と 16%であるので、設計許容値を停留値以下に抑えた設計がしてあれば、すぐに破壊することはない。

②低速大質量物の衝突（ Low-velocity High-Mass Impact）

垂直尾翼の翼端付近で作業中に工具を落とし、水平尾翼に当たる場合を考えた。このケースは、FAR Part25 §25.571(b)[1] および耐空性審査要領第Ⅲ部 3-9-1-2 項[2] の事故損傷 Accidental Damage に対する要求に相当するケースである。

(a)工具の落下高 H：普通 H= 7m 位である。

(b)工具の質量 w：工具にもいろいろあるが、w= 510 gr とした。

(c)落下による衝撃エネルギ：E= w x H= 3.6 J

(d)この時発生する層間剥離の面積とその後の圧縮強度

E=3.6 J は、5.5 gr の鋼球では速度 36 m/s に相当する。図３.１－２から層間剥離面積とＣＡＩを読み取ると、

複合材料	層間剥離面積(直径)	①ＣＡＩ	②剥離がない強度	強度低下①/②
P2190	400 ㎟(23mm)	5100 μ m/m	9400 μ m/m	54%*
P3060	950 ㎟(35mm)	3100 μ m/m	11020 μ m/m	28%*

* 層間剥離がない状態の強度に対する比で、強度低下の程度を示す。

(e)残留強度：工具衝突後の残留圧縮強度が、P2190 が 54%、P3060 が 28%である。CAI の停留値（最小値）が各々 25%と 16%であるので、設計許容値を停留値以下に抑えた設計がしてあれば、すぐに破壊することはない。

①②の事例で発生する層間剥離の大きさに注目して見よう。P2190 で直径 16mm～23mm、P3060 で直径 31mm～35mm である。比較的大きい損傷といえる。この大きさの損傷を確実に発見できることが、CAI 許容値を停留値以上に上げる条件である。現在の設計基準では、目視による外観検査で確実に発見できる衝撃損傷の大きさは直径 64mm 程度とされていて[3]、直径 16mm～35mm の損傷は検知できないことになっている。複合材構造を知的化してヘルスモニタリングを行い、小さい内部欠陥を確実に発見する必要性がここにある。より一段と複合材構造を軽くできる宝が CAI 設計許容値に隠されている。

（３）衝撃圧縮強度の見直し

運用中考えられる衝撃損傷として、車輪がはね上げた小石が当たる場合と工具が落下して当たる場合の２ケースを前項で検討した。その結果を整理して次表にまとめると、

表３.１－２　運用中考えられる衝撃損傷と残留強度

		Ｐ２１９０	Ｐ３０６０
衝撃圧縮強度の停留値（最小値） その時の層間剥離の直径		２５%* ６１ mm 以上	１６%* ５１ mm 以上
小石が当たる場合	層間剥離の直径	１６ mm	３１ mm
	圧縮残留強度	６９%*	３６%*
工具が当たる場合	層間剥離の直径	２３ mm	３５ mm
	圧縮残留強度	５４%*	２８%*

*層間剥離がない状態の強度に対する比で、強度低下の程度を示す。

複合材料 P3060 を用いた構造に運用中工具が当たり、衝撃損傷（直径 35mm の層間剥離が発生している）が検査で見つからず、そのまま運用を続け、退役するまでに層間剥離が直径で 20mm 大きくなったとする。退役時には、層間剥離は直径 55mm になっていて、残留強度は衝撃圧縮強度の停留値（最小値）まで既に落ちている。この場合は、衝撃圧縮強度の停留値（最小値）１６%*を設計許容値にする現在の設計基準に従った設計に比べ軽くするできる余地はない。

しかし、性能が良いP2190を用いた場合を考えて見よう。工具が当たった時点で発生する層間剥離は、直径23mmである。その後退役までに直径で20mm大きくなったとすると退役時の層間剥離の直径は43mmである。この大きさでは、まだ衝撃圧縮強度の停留値（最小値）25%*、即ち、層間剥離の直径で61mmに達しておらず、残留強度を32%*保持している。32%*と25%*の差7%*の軽量化の可能性がある。損傷の大きさと残留強度との関係および損傷の進展を定量的に解析できる新しい耐損傷設計基準は、材料の性能の良さがもたらすこの軽量化の可能性を取り込むことが目的の一つである。

（4）実験を行った材料P3060,P2190,APC-2の特性

本項の衝撃圧縮強度および次項の層間剥離進展と破壊に関する実験データを取得した材料の特性を次表に示す。APC-2は次項に出てくる材料である。

表3.1－3　材料特性

材料名		P3060	P2190	APC-2
繊維		トレカT300	トレカT500	AS4
マトリックス		東レ#3601	東レ#3620	PEEK
一方向材特性	0° 方向弾性率 (GPa)	138	139	131
	90° 方向弾性率 (GPa)	9.9	10.1	10.5
	剪断剛性(GPa)	5.5	5.8	5.1
	ポアソン比	0.33	0.34	0.33
	エネルギ解放率 G_{IC} (J/m^2) 0° 方向	123	333	2093# 1072##
積層板*特性	圧縮弾性率 (GPa)：			
	0° 方向	89.8	90.8	85.3
	90° 方向	36.8	37.2	35.5
	ポアソン比	0.31	0.31	0.32
	圧縮強度 (MPa) 0° 方向	662	549	506
衝撃圧縮強度CAI**：				
停留値 (μ m/m)		1800	2300	4800
対傷なし静圧縮強度比 (%)		16.0	25.0	13.0

(注) * $[\pm 15/0_3/90/0]_S$　** $[\pm 45_2/0/90/0_2/90_2/0_2/90/0/+45]_S$

#slow crack growth　##fast crack growth

3.2　層間剥離の進展と破壊

3.2.1　複合材料の孔あけ加工時に発生する欠陥

複合材料の孔あけ加工時、孔周辺部にいろいろな種類の欠陥を生じやすい。頻度的に一番多いのはチップアウトであり、二番目が層間剥離、三番目がオーバーサイズである。この三種類の欠陥の発生頻度が高い。いずれの欠陥も引張り強度にはほとんど影響を与えないが、層間剥離とオーバーサイズは面圧強度や有孔圧縮強度を低下させる。層間剥離はピン・ベアリング強度と有孔圧縮強度を低下させ、オーバーサイズは有孔圧縮強度を低下させる。発生頻度が一番高いチップアウトは面圧や圧縮強度にあまり影響を与えない。[1]

層間剥離は、静強度を低下させ、また繰り返し荷重がかかる場合も進展拡大して、ますます強度を低下させる。層間剥離は、孔あけ加工で発生する欠陥の中で最も注意が必要な欠陥である。

本項では、ファスナー孔等の孔あけ加工時、孔周辺部に発生する層間剥離初期欠陥が、運航時繰り返し荷重を受け、やがて進展拡大し圧縮強度を下げる挙動を、実験結果の分析および解析による裏付けを通して明確にする。また、この分析と解析の中で見つけた剥離進展解析式の改善点や剥離が大きくなつた時の残留強度解析法の新視点についても述べる。更に、複合材料構造の耐損傷設計の見地からも考察を加える。

3.2.2　層間剥離進展データ取得試験

（1）供試体

試験に用いた有孔積層板供試体を図3.2－1に示す。積層構成は通常よく使われる繊維方向の組み合わせを用い、$[\pm 45/0_3/90/0]_S$の11プライとした。板厚は1.82mmである。中央位置－45°層と0°層の間にアルミニウム箔（幅1mm x 長さ7mm, 両端1mmR, 厚さ0.05mm）を挿入して積層板を作り、その後4.8mm ϕの孔をあけて人工欠陥を作り、穿孔時の層間剥離初期欠陥を模擬した。

材料は、P3060,P2190,APC-2の三種類を用いた。前2者は熱硬化樹脂複合材料

で、P2190はタフ・レジンを使用している。APC-2は熱可塑樹脂複合材料である。既に実機構造への使用実績が多いP3060に比べ、P2190とAPC-2は層間強度が強いと期待される材料である。この3種類の材料の特性を前項でまとめた表3.1－3に示す。

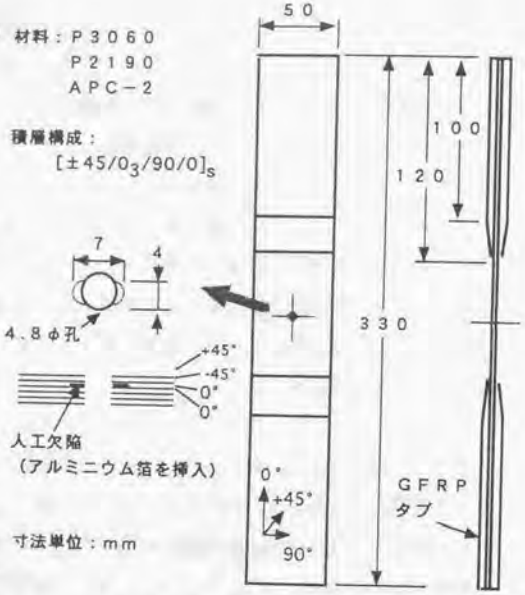


図3.2－1　有孔積層板供試体

（2）剥離進展データ

実験は、供試体の両端を試験機のチャックで掴み、引張－圧縮の両振り一定荷重(R=－1)を繰り返し負荷した。実験中、適当な間隔で供試体を取り外し、X線撮影を行って層間剥離の進展を追跡した。複合材料構造の非破壊検査によく使用される超音波検査を使わないでX線撮影を用いたのは、超音波検査に比べ内部欠陥の様子が鮮明に観察できるからである。荷重の繰り返し回数が進むに連れて孔周辺部の欠陥の様子は、層間剥離の進展だけではなく0°層の割れ等も発生し複雑になる。その様子を図3.2－2に示す。このような立体的な欠陥の観察にはX線が適している。ただし、X線の撮影および後処理に手間がかかり、計測点を増やすには難点がある。

剥離進展データを図3.2－3(a)～図3.2－3(c)に示す。引張－圧縮の両振一定荷重の大きさは、静破壊荷重に対するパーセントで示してある。基準とした静破壊荷重は、剥離進展データの取得に使ったものと同じ供試体3体を使い、未使用の状態で圧縮試験を行って求めた破壊強度の平均値である。

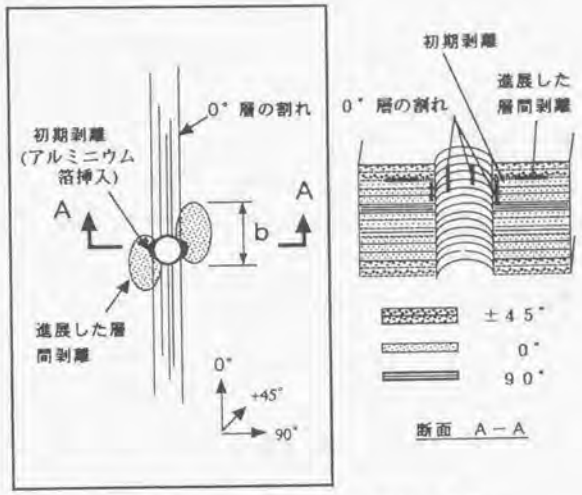


図3.2－2　孔周辺部の複雑な欠陥

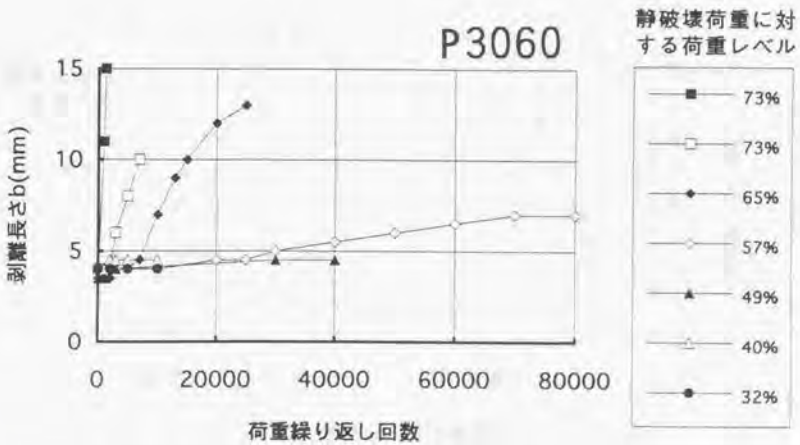


図3.2－3(a)　P3060の層間剥離進展実験データ

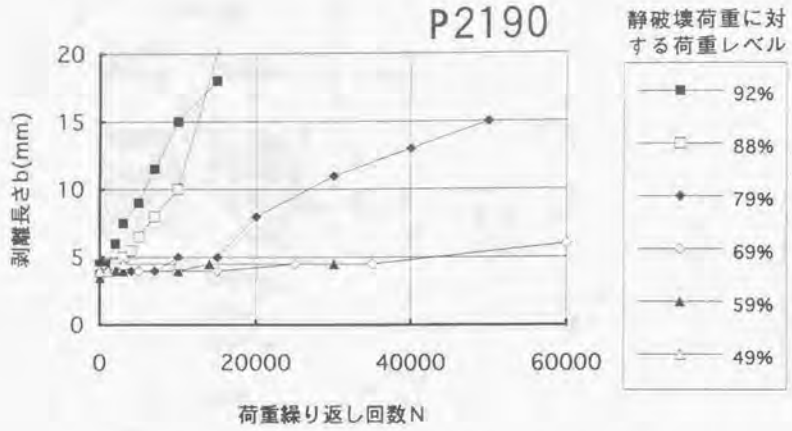


図３.２－３(b)　P2190の層間剥離進展実験データ

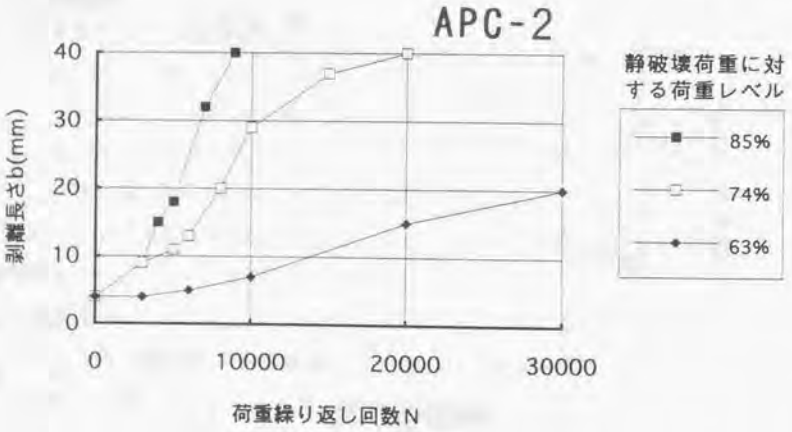


図３.２－３(c)　APC-2の層間剥離進展実験データ

３.２.３　実験結果の分析

（１）剥離進展則の材料定数

ここでは、層間剪断応力だけで層間剥離進展を解析でき、取扱いの簡単なRatwaniとKanが提案した層間剥離進展解析モデル[7][8]を用いて実験結果を分析する。極力簡単に論述を進めるため層間垂直応力の影響を無視した。解析モデルを次式に示す。

$$db/dN = C\,(\tau_{max} - \tau_{min} - \tau_{th})^n\,(\sqrt{b})^n \qquad (1)$$

ここで、b：剥離長さ(m)

N：荷重繰り返し回数

τ_{max}：最大層間剪断応力(MPa)

τ_{min}：最小層間剪断応力(MPa)

（絶対値の大小でなく符号を考慮する）

τ_{th}：剥離が進展しない層間剪断応力の限界値で材料定数(MPa)

C, n：材料定数

簡単に表現するために、層間剪断応力項を一項で表わせば、(1)式は単純な(2)式となる。

$$db/dN = C\,(\Delta\tau\sqrt{b})^n \qquad (2)$$

ただし、$\Delta\tau = \tau_{max} - \tau_{min} - \tau_{th}$　　(3)

$\Delta\tau$が剥離長さbに依存しないとして(2)式を積分すれば(4)式を得る。

$$N = (b^{1-0.5n} - bo^{1-0.5n}) \,/\, (C\Delta\tau^n\,(1-0.5n)) \qquad (4)$$

ここで、bo：初期剥離の長さ(m)

(4)式に含まれる材料定数は、C, n, τ_{th}の３個である。図３.２－３(a)～図３.２－３(c)の進展データから、これらの材料定数を求めるのであるが、計測点（図中にマーカーで示す）が少なく勾配db/dNを直接求めるには精度上無理があると考え、非線型最適化法を用いた。使用したのはHooke & Jeevesの方法[9]であり、日

的関数の最小値を直接探索する。(4)式を剥離長さbについて解くと次式を得る。

$$b = \left| bo^{1-0.5n} + NC\Delta\tau^{n}\ (1-0.5n) \right|^{1/(1-0.5n)} \quad (5)$$

$$= g\ (C, n, \tau th : N) \quad (6)$$

一方、実験荷重(σ)と有限要素法解析により求めたτ/σ（（2）項参照）から$\tau max^{(k)}$と$\tau min^{(k)}$が、また実験値として$bo^{(k)}$、$Ni^{(k)}$、$bi^{(k)}$が得られている。

ここで、(k)：実験荷重レベルを示す添え字

i：(k)番目の荷重レベルの実験でのi番目の計測値

従って、目的関数Fは次のようになる。

$$F = \left| g\ (C, n, \tau th : Ni^{(k)}) - bi^{(k)} \right|^{2} \quad (7)$$

(7)式の目的関数Fを最小とするC, n, τthの組み合わせが求める材料定数である。当初、未知数を3個として最適化したが、nについてはあまり変動しないことが分かった。P3060が n=4.65～5.47で平均5.11、P2190が n=5.04～5.11で平均5.06、APC-2が n=4.98～5.30で平均5.11であった。従って、n=5と設定して他の2つの材料定数について最適化を行った。最終的に得た材料定数を表3.2－1の非線型最適化法の欄に示す。同表に他文献データ[2]を併せて示すが、n=5は同じ結果となっている。Cとτ thは材料の違いが顕著に現われている。

表3.2－1　層間剥離進展解析式の材料定数

	非線型最適化法			最小二乗法	
複合材料名	τth (MPa)	n	C	n	C
P3060	35.8	5	2.47E-11	8.01	2.76E-13
P2190	38.6	5	3.01E-11	6.73	5.42E-12
APC-2	24.8	5	1.84E-10	3.98	3.94E-09

	他文献データ		
複合材料名	τth (MPa)	n	C
Fiberite934 [2]	51.7	5	5.04E-07
AS/3501-6 [2]	48.2	5	3.42E-06

（2）剥離が進展しない限界値

層間剥離が進展しない層間剪断応力の限界値τ thを前項で求めた。これは複合材料により異なる材料定数であるが、表3.2－1に見るようにAPC-2の値が意外に低い。静破壊強度に対する比を求めて見ると表3.2－2のようになる。表中の実験荷重σc（軸方向圧縮応力）と層間剪断応力τの比τ/σcは有限要素法解析により求めた。[6] Fcuは静破壊強度で、材料ごとに各3体の供試体を用いて求めた圧縮破壊強度の平均値である。剥離が進展しない荷重レベルの限界は、P3060が静破壊圧縮強度の38％以下、P2190が54％以下、APC-2が39％以下である。これはアルミニウム合金の亀裂が進展しない限界がせいぜい10％程度以下である（表3.2－3参照）のに比べると、非常に高い荷重レベルである。

（1）項で求めたこの限界値を図3.2－4で検証した。荷重繰り返し回数N=10,000の間に進展した剥離の長さΔb（実験値）を負荷した荷重レベルに対してプロットした図に、限界値を重ね合せたものである。（1）項で求めたτ thは妥当な値であると言える。

表3.2－2　層間剥離が進展しない限界値

複合材料名	τth (MPa)	τ/σc	(σc)th (MPa)	Fcu (MPa)	(σc)th/Fcu
P3060	35.8	0.141	254	662	0.38
P2190	38.6	0.130	297	549	0.54
APC-2	24.8	0.125	198	506	0.39

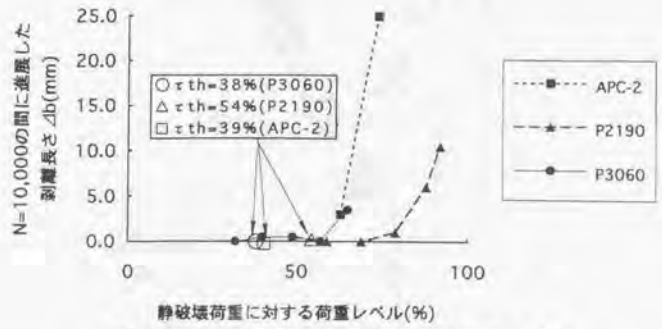


図3.2－4　剥離が進展する荷重限界の検証

表３.２－３　アルミニウム合金の亀裂が進展しない限界値



亀裂が進展しない応力拡大係数限界値　⊿Kth
応力振幅比　R＝最小応力／最大応力
⊿Kth＝（１－R）σth$\sqrt{\pi a}$
MILスペックで決められている初期傷2a=0.125インチ
σthを求めると、
σth＝⊿Kth／0.443(1-R)

MIL-HDBK-5Fの2124-T851材のデータ(下図)から亀裂が進展しない限界を求めると、

R	⊿Kth(ksi$\sqrt{in.}$)	σth (ksi)	引張強度Ftu (ksi)	σth/Ftu
0.05	3.5	8.3	67	0.12
0.25	2.3	6.9	67	0.10
0.5	1.7	7.7	67	0.11

亀裂が進展しない限界はせいぜい１０％以下

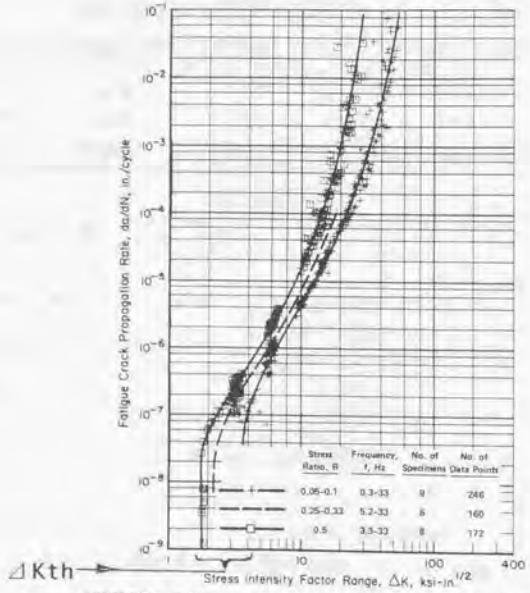


FIGURE 3.2.8.1(d). *Fatigue-crack-propagation data for 2.0-3.5 inch thick, 2124-T851 aluminum alloy plate.* [Reference 3.2.8.1(c), 3.2.8.1(d), and 3.7.4.2.(c).]

3.2.4　剥離進展解析および残留強度解析

（１）剥離進展解析式の吟味

前項の実験結果の分析により、剥離進展解析の基本式(2)は次のように求めることができた。

P3060に対して　$db/dN=2.47\times10^{-11}(\Delta\tau\sqrt{b})^5$　(8)

P2190に対して　$db/dN=3.01\times10^{-11}(\Delta\tau\sqrt{b})^5$　(9)

APC-2に対して　$db/dN=1.84\times10^{-10}(\Delta\tau\sqrt{b})^5$　(10)

実験での計測点が少ないのであまり精度の良い方法とは言えないが、隣り合せた３点のデータを使って勾配を算出する次式により、直接実験データからdb/dNを求め、(8)(9)(10)式と比較した。

$$(db/dN)_i=(b_i-b_{i-1})/(N_i-N_{i-1})+[(b_{i+1}-b_i)/(N_{i+1}-N_i)-(b_i-b_{i-1})/(N_i-N_{i-1})]\times(N_i-N_{i-1})/(N_{i+1}-N_{i-1})$$　(11)

結果を図３.２－５に示す。(8)(9)(10)式が実験データの特性を良く表現しているとは言い難い。

更に、(8)(9)(10)の解析式を用いて剥離進展解析を行い実験値と比較した。結果を図３.２－６に示す。剥離長さが大きくなると解析結果は全く実験値と掛け離れてしまう。実験値が頭打ち現象を見せているのに対し、解析結果は反り返り傾向を示している。解析式(8)(9)(10)のままでは使用に耐えないと考え、改善に取り組んだ。

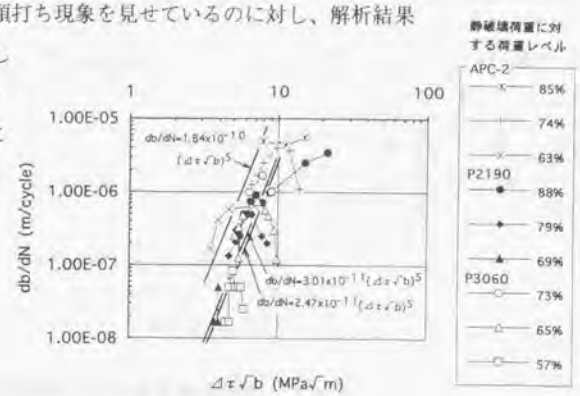


図３.２－５　剥離進展解析基本式と実験データとの比較

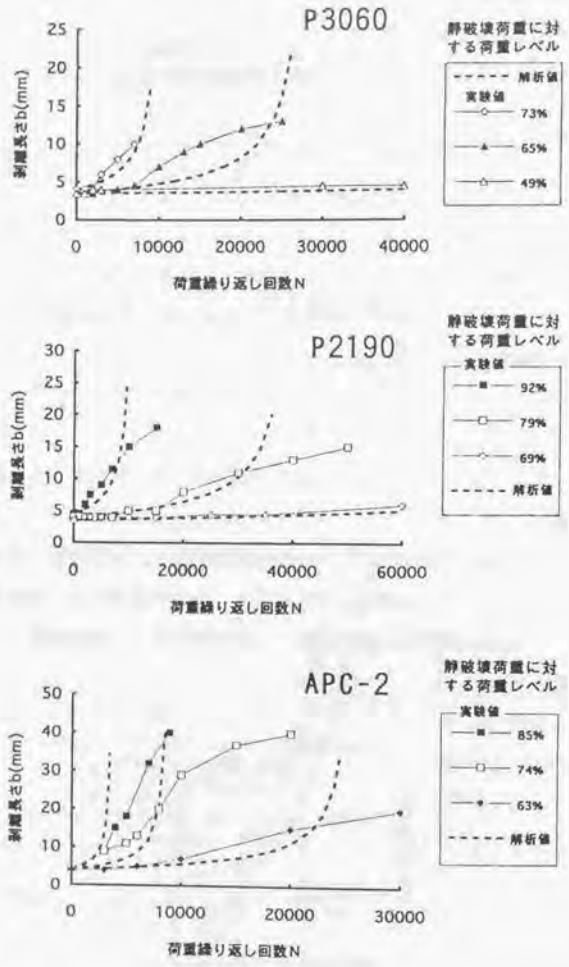


図３．２－６　剥離進展解結果と実験データとの比較

（２）剥離進展解析式の改善

剥離先端部の層間剪断応力は、剥離の進展とともに変化し小さくなると考えた。 RatwaniとKanの解析モデルでは、(1)式のτ max, τ min、即ち、(2)式の$\Delta\tau$を剥離長さbに依存しない定数としているが、剥離長さbに依存し変化すると考えた。[10]

有限要素法解析により、剥離進展に伴うその先端部付近の層間剪断応力の変化（減少）を求め、$\Delta\tau$に補正を加えて改善効果を確かめた。有限要素法解析結果をそのまま使って補正を加えると、層間剪断応力の落ちが激しく、すぐ剥離進展が止まり実験値と合わない。図３．２－２に示した非常に複雑に欠陥が発生している状態を正確にシミュレーションするには、有限要素法解析にモデル化の限界があると考えられ、結局、図３．２－７に示す補正係数f(b/D)を設定した。図中に、円形の層間剥離を考え有限要素法解析で求めたτ zx 分布とτ yz 分布を示すが、補正係数はそれらより高い値に設定した。補正係数は次式。

$$b/D \leqq 0.47 \ ; \ f(b/D)=1.0$$

$$b/D > 0.47 \ ; \ f(b/D)=1.06-0.127\times(b/D) \qquad (12)$$

従って、補正された$\Delta\tau$は次式で計算する。

$$\Delta\tau = f\,(b/D) \times (\tau\,\max - \tau\,\min) - \tau\,th \qquad (3A)$$

補正係数の設定は、実験データから(11)式を用いて直接算出する(db/dN)i群が、$\Delta\tau\sqrt{b}$で一義的に特性付けられるようにした。その結果を図３．２－８に示す。図３．２－５に比べ、新しい解析式がはるかに正確に実験データの特性を捕えていることが分かる。新しい解析式は、ばらつきのある実験データから最小二乗法を用いて求めた。次に示す。

P3060に対して $db/dN= 2.76\times10^{-13}\,(\Delta\tau\sqrt{b})^{8.01}$ (8A)

P2190に対して $db/dN= 5.42\times10^{-15}\,(\Delta\tau\sqrt{b})^{6.73}$ (9A)

APC-2に対して $db/dN= 3.94\times10^{-9}\,(\Delta\tau\sqrt{b})^{3.98}$ (10A)

新しい材料定数を表３．２－１の最小二乗法の欄に示す。非線型最適化法で求めた定数に比べ、特にnが大きく異なる。nは一定でなく複合材料ごとに変化する。

新しく導いた解析式(8A)(9A)(10A)を用いて剥離進展解析を行い実験データと比較した。比較を図3.2－9に示すが，実験データとの整合はずっと良くなった。旧解析式(8)(9)(10)では示せなかった頭打ちの現象も表現できている（図3.2－6参照）。APC-2はまだ解析精度が良くない。計測点が少なく実験データが乏しいことから，特性を正確に捕え切っていないためと考える。

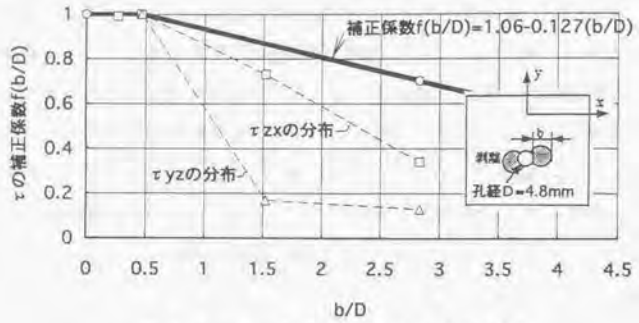


図3.2－7　層間剪断応力の補正係数

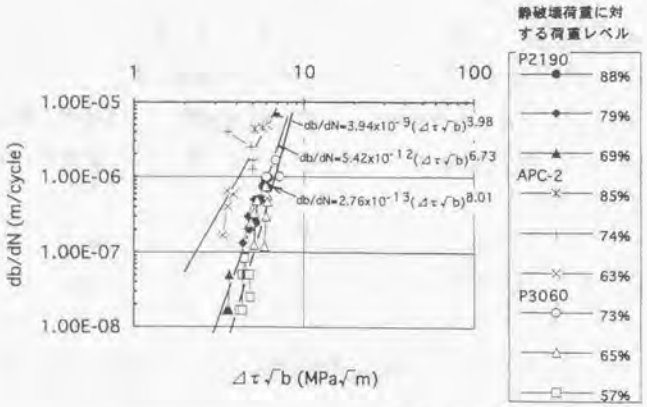


図3.2－8　剥離進展解析式の改善結果

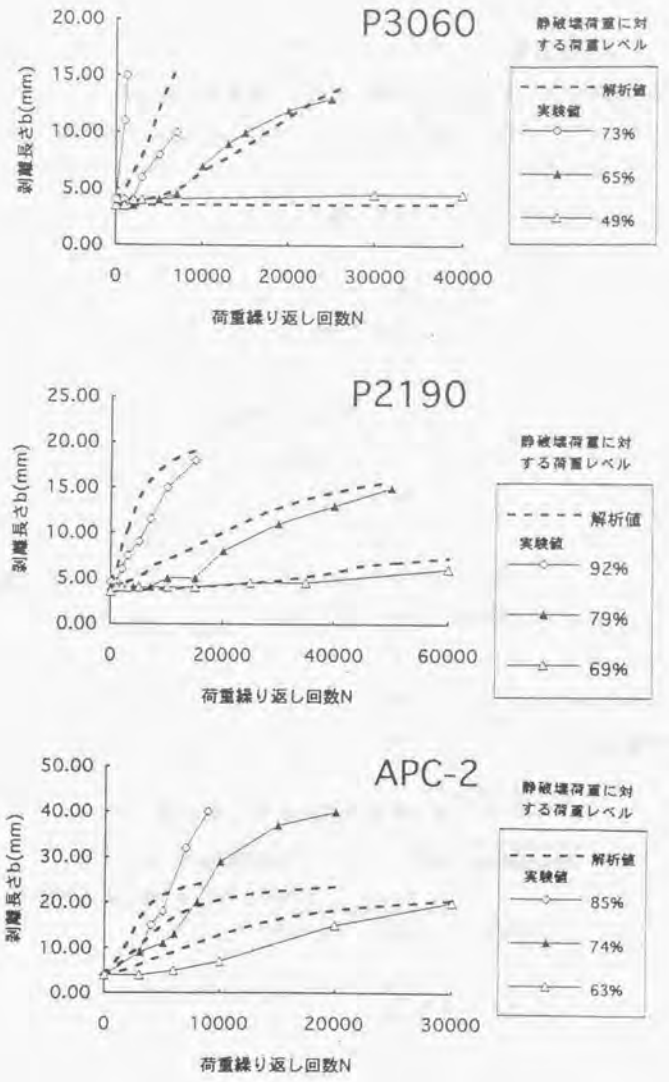


図3.2－9　解析式改善後の剥離進展計算結果比較

（3）残留強度解析

層間剥離が進むと剥離した外側の層が、圧縮荷重に耐え切れなくなり座屈する。ここでは、剥離した層がオイラー座屈を起こすとして残留強度を求める。

$$\text{座屈応力 } \sigma c = k\,(\pi^2 E/12)\,(mh/bc)^2 \qquad (13)$$

座屈応力が既知で剥離長さが未知の場合は、

$$\text{座屈剥離長さ } bc = \pi mh\,(kE/12\sigma c)^{1/2} \qquad (14)$$

ここで、m：剥離した外側の層のプライ数

h：1プライの厚さ（0.13mm）

E：(mh)層の弾性率

k：柱の端末支持条件を表わす係数

供試体には、m=2の位置に人工的な初期欠陥を挿入し、またX線写真を見ても人工初期欠陥のある層間に剥離が進展している。従って、m=2、即ち表面の±45層が剥離しているとして、(14)式より座屈を起こす剥離長さbcを計算し実験値と比較した。結果を表3.2－4および図3.2－10に示す。複合材料の樹脂の粘り強さを端末支持条件kで表わせないか検討してみた。種々の座屈モードに対するk値を図3.2－11に示す。P3060が端末支持係数をk=1に、P2190がk=4に、APC-2がk=9にすると実験値と良く合う。各複合材料の樹脂の粘り強さ(繊維の架橋効果)あるいは弱さを表現できているのではないだろうか。

表3.2－4　残留強度解析値と実験値との比較

複合材料名	荷重レベル	座屈剥離長さbc(mm)		
	σc/Fcu(%)	実験値	解析値	端末支持係数k
P3060	65%	13	12.7	1
	73%	10	12.0	1
	73%	15	12.0	1
P2190	79%	>15	25.6	4
	88%	30	24.2	4
	92%	>18	23.6	4
APC-2	74%	>40	39.6	9
	85%	40	37.2	9

（注）>はその長さで破壊が起こらなかったことを示す。

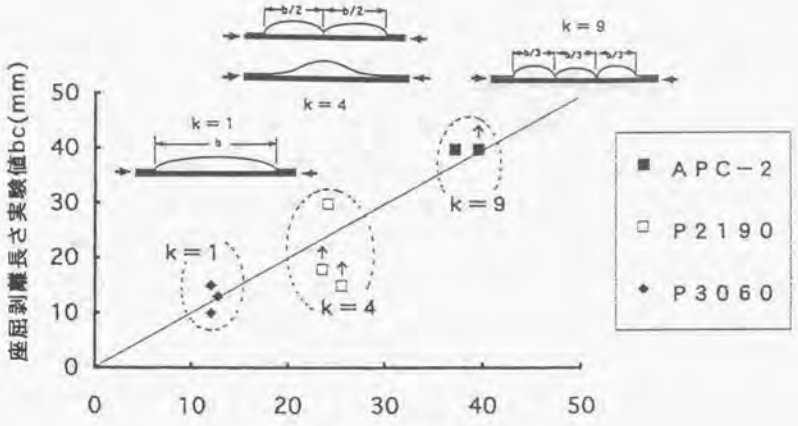


図3.2－10　座屈剥離長さの比較

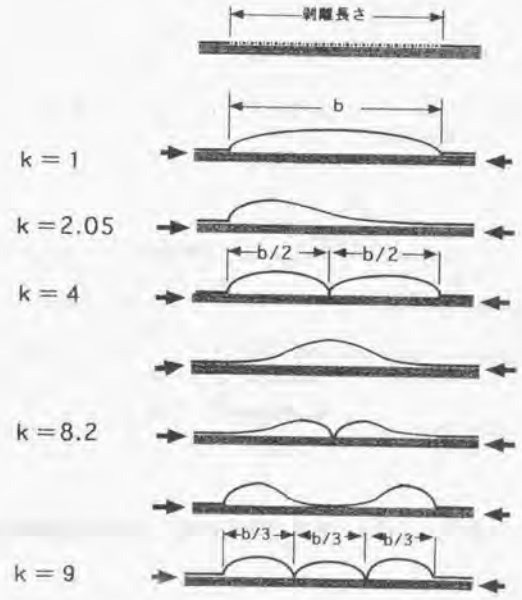


図3.2－11　座屈モードと端末支持条件係数k

（4）層間剥離破壊の挙動

かなり大きい層間剥離があり圧縮荷重がかかる場合の破壊挙動を調べる実験を行った。供試体を図3.2－12に示す。20mm長さの人工剥離をいれた試験片である。破壊の挙動は、歪ゲージと変位計でモニタした。測定結果を図3.2－13と図3.2－14に示す。剥離を起こしている外側の層が、先ず、局所座屈を起こして、その後、全体座屈につながっている。これは、（3）項の残留強度解析の座屈モードの仮定を裏づけている。

現在の設計基準では、衝撃圧縮強度（CAI）を損傷の大きさに関係なく最小値（2.2項で述べた停留値）以下に設定するなど、圧縮許容歪を4,000μm/m程度に抑えている。上記実験結果図3.2－13を見ると、設計許容歪4,000μm/mに対応する設計荷重が4,200kgfである。層間剥離が20mmある状態での破壊荷重が6,850kgfであるので、設計限度から破壊するまで1.63倍の荷重余裕がある。現在の設計基準に生かし切れていない複合材料の潜在的力学特性の一端を窺い知ることができる。損傷を許容して、複合材料の能力をできるだけ引き出す耐損傷設計に期待するところ大である。

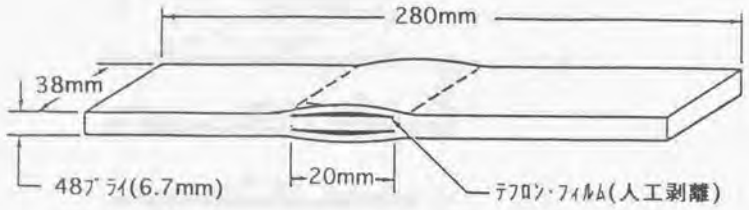


図3.2－12　層間剥離を付与した座屈試験供試体

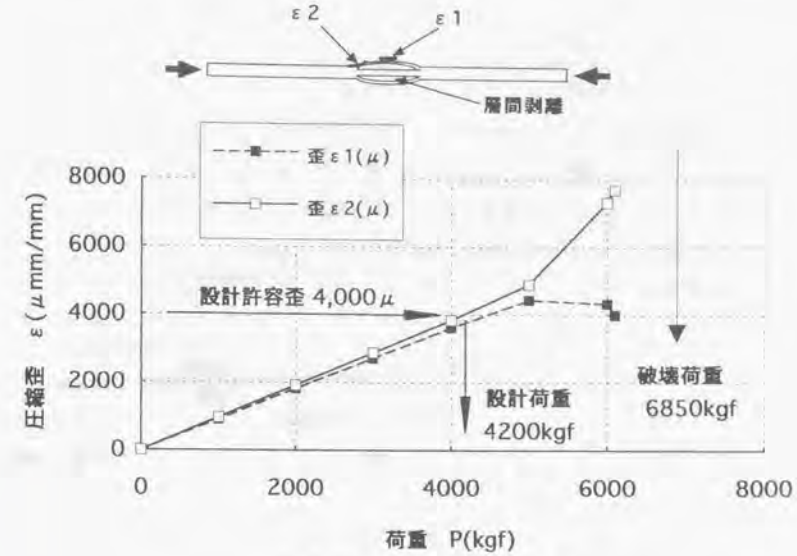


図3.2－13　圧縮歪の挙動

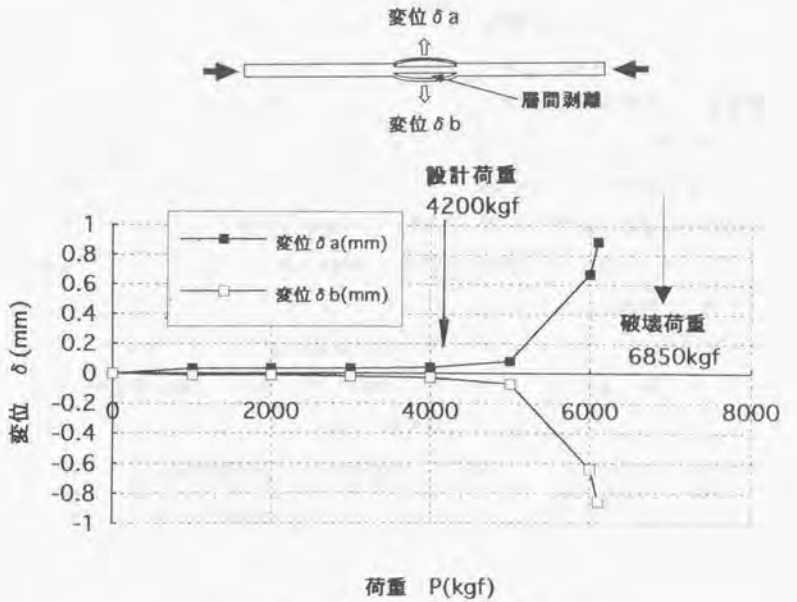


図3.2－14　変位の挙動

3.2.5　耐損傷設計からの考察

航空機で使っている4.8mmφのファスナーの出来頭とナットの直径は約9.8mmである。従って、図3.2－15に示すように、円孔周辺部に発生した層間剥離は、その大きさが10mm以上にならないと、出来頭やナットの陰に隠れ外からのアクセスで発見できない。ここでは、発見できる層間剥離の大きさを12.7mm（1/2インチ）として、剥離が12.7mmの大きさまで進展拡大する剥離進展寿命（荷重繰り返し回数N）を、図3.2－3(a)(b)(c)から求め図3.2－16にプロットした。剥離が進展しない荷重レベルの限界も分かっているので、プロット点を外挿し、発見可能な寿命を推定した。

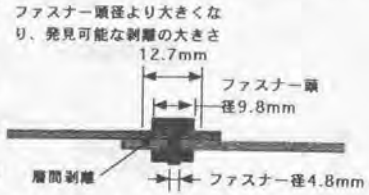


図3.2－15　陰に隠れた剥離の発見

航空機にかかる荷重は、航空機の種類によって変わるが、民間旅客機の荷重頻度は、普通突風荷重が支配的である。旅客機の標準的荷重頻度TWIST [7] を図3.2－16に重ね合せて、実機荷重レベルとの比較を行った。荷重頻度TWISTは、強度余裕（M.S.= Margin of Safety）が0, +0.15, +0.25の3ケースを考えた。剥離進展寿命は、実機荷重頻度TWISTを大幅に上回り、剥離がファスナーの出来頭やナットの陰から出てきてから見つける検査を考えれば、安全な設計ができる。しかし、外部検査による層間剥離の発見は難しい。そこで、P3060につき層間剥離が進展して破壊するまでの剥離破壊寿命と実機荷重頻度TWISTとの比較を行った。図3.2－17に示す。剥離破壊寿命は実機荷重頻度を上回る。よって層間剥離は、設計上問題にならないと言いたいところあるが、そうはいかない。

図3.2－17にファスナー継ぎ手と円孔の疲労寿命を記入してあるが、ファスナーからの伝達荷重があると、疲労寿命が極端に短くなり、実機荷重頻度レベルに落ちてくる。[5]　同じことが、層間剥離の進展においても起こると考えられるからである。オープン・ホール周辺部の層間剥離はあまり問題にならないが、ファスナーからの荷重伝達があると寿命が短くなり、設計課題となる。

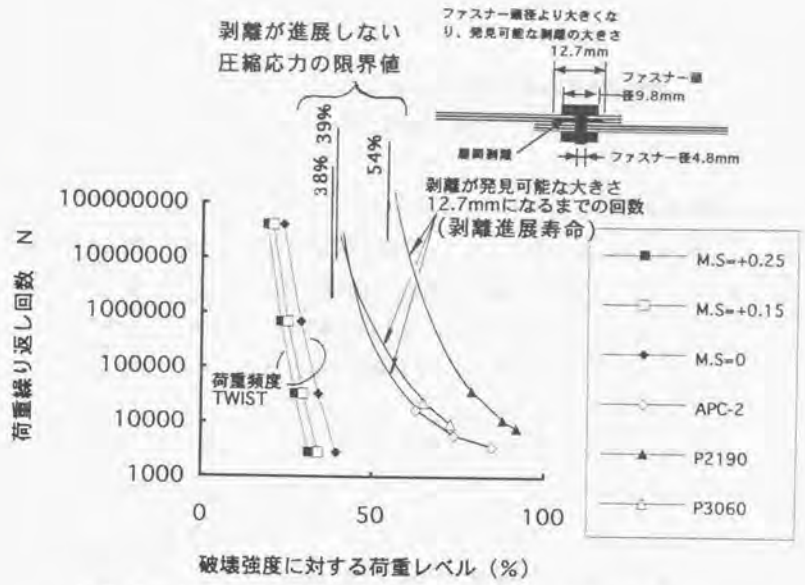


図3.2－16　剥離進展寿命と実機荷重頻度との比較（1）

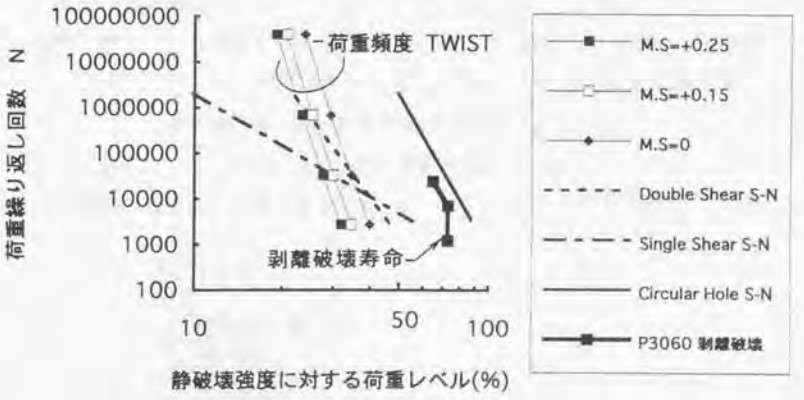


図3.2－17　剥離進展寿命と実機荷重頻度との比較（2）

3.2.6　耐損傷設計基準への反映

耐損傷設計の基準として、本項で考察した結果を反映するため、要点を整理しておく。

①層間剥離進展解析式

（1）剥離先端の層間剪断応力が、剥離が進展しても変らないとする層間剥離進展解析モデル(1)式では、実験データが示す進展挙動を説明しきれなかった。

（2）剥離先端の層間剪断応力は、剥離の進展とともに変化すると考え、補正係数(12)式を導入し、(3A)式のように層間剪断応力を補正することにより、実験データの挙動を正確に説明できる。

②層間剥離が進展しない荷重レベルの限界

剥離が進展しない荷重レベルの限界は、各材料の静破壊圧縮強度に対して、P3060が38％以下、P2190が54％以下、APC-2が39％以下であった。これはアルミニウム合金等に比べ非常に高い荷重レベルである。

③残留強度

層間剥離が進展拡大した時の残留強度は、剥離した外側の層がオイラー座屈を起こすとして計算できる。樹脂の粘り強さ・弱さは、端末支持係数kの大小で評価できる。因みに、P3060ではk=1、タフ・レジンを使用しているP2190ではk=4、熱可塑樹脂を用いたAPC-2ではk=9であった。

④ファスナーからの荷重伝達がある継ぎ手部や結合部は要注意

オープン・ホール周辺部の層間剥離は設計上問題にならないが、継ぎ手や結合部でファスナーからの荷重伝達があると寿命が短くなり、注意深い耐損傷設計が必要である。

3.3　新耐損傷設計基準案

損傷の進展を許容する設計概念（Growth Concept）と内部損傷を検知する概念（Detectable Concept）に基づく新しい耐損傷設計基準を作成する。

複合材料は、引張荷重を徐々に増やしていくとある大きさの荷重レベルに達した時、0°層以外の90°層や±45°層にマトリックス・クラック（樹脂の割れ）が発生する。その後、引っ張り荷重を増加させたり繰り返し負荷を行うと、このマトリックス・クラックを起点としてエッジ・デラミネーションや層間剥離が進展し、クラックの連結が起こって大きい損傷となり、遂には繊維が破断して全体破壊に至る。[1)2)3)]　図3.3－1に損傷の種類[3)]を、図3.3－2にマトリックス・クラックの発生から破壊に至る代表的な経過を示す。

これまで航空機の複合材構造は、エッジ・デラミネーションや層間剥離の起点となるマトリックス・クラックが発生しない荷重（歪み）範囲を超えないよう設計許容値を低く抑えた設計を行ってきた。また、座屈が起こらない荷重範囲で使用し、局部的に歪みが大きくなるのを防ぐ設計（ノンバックル設計）を行ってきた。即ち、損傷が進展しない構造（no－growth concept）を取ってきた。この構造にとって、問題になる損傷は異物が当たってできる衝撃損傷である。衝撃損傷は層間剥離の形で起こり圧縮強度を著しく低下させる。できるだけ高い衝撃圧縮強度（CAI）を許容値として設定したいのであるが、外部検査で層間剥離を見つけるのが極めて難しいため、ＣＡＩの停留値（最小値）を許容値として設定している（3.1項参照）。結局、運用中の非破壊検査で損傷を発見することができないと考えた設計（undetectable damage）を行ってきた。



図3.3－1[3)]　損傷の種類

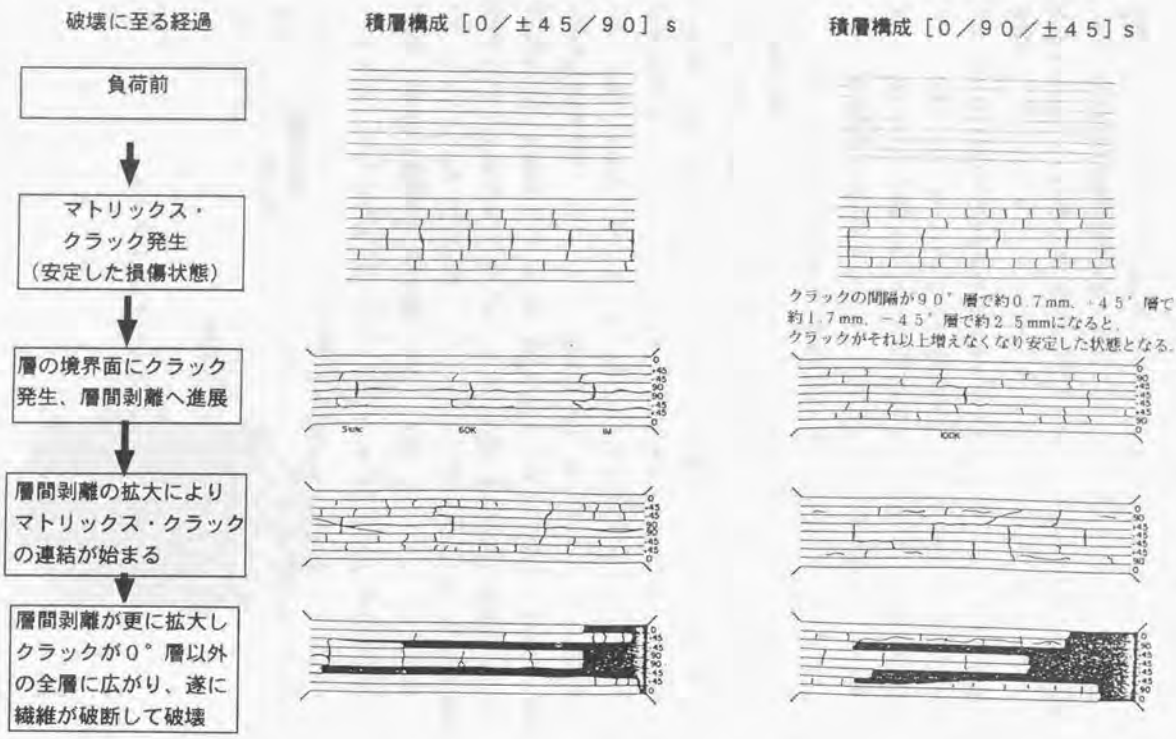


図３.３－２[2)]　損傷の発生・成長及び破壊（引張荷重繰り返し負荷の場合）

上述した従来の設計基準を改善し、設計許容値を上げて複合材構造をより軽くする鍵は、損傷モード（損傷の種類と位置と大きさ）の定量化と定性化にある。定量化は損傷の位置と大きさの設定と発見の可能性である。定性化は損傷の種類の判定と進展拡大の可能性である。従来の設計基準とここで提案する新しい耐損傷設計基準との根本的な考え方の違いを表３.３－１に示す。

新しい耐損傷設計を実行するためには、設計基準（Design Criteria）として、

①ILあけ加工時に付く小さい初期傷（初期損傷モデル）や

②運用し始めてから発生する小さいマトリックス・クラック（損傷発生モデル）の定量化と、

③それらの損傷が起点になって誘発される層間剥離の進展則、

④層間剥離が大きくなった時の残留強度解析法の提示が必要である。

また、設計には設計方針（Design Principles）が必要である。損傷に対する設計方針は、次の対比概念の選択によって設定される。

①損傷進展の許容／禁止（growth or no-growth）

②損傷の発見／非発見（detectable or undetectable）

③耐損傷構造の選択：

　損傷を進展させない構造／損傷進展許容構造／知的構造

④ポストバックル設計／ノンバックル設計

新耐損傷設計基準を３.３.１項に、設計方針を３.３.２項に示す。

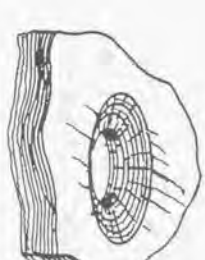
表３.３－１　従来の設計基準と新しい耐損傷設計基準との考え方の違い

比較項目	従来の設計基準	新しい耐損傷設計基準
1．マトリックス・クラックの発生	発生させない低い設計許容値を設定	発生しても構わないレベルに設計許容値を高める
2．座屈の許容	座屈を許さないノンバックル設計	座屈を許容するポストバックル設計 （外板の板厚を薄くして軽量化できる）
3．損傷の定量化 ・損傷の位置 ・損傷の大きさ ・運用中の非破壊検査で損傷発見の可能性	層間剥離や衝撃損傷など内部欠陥の発見は、損傷が非常に大きくなるまで（例えば、64 mmϕの衝撃損傷）無理と考えた。undetectable damageを基本とした設計。 従って、損傷の定量化は行っていない。	次の二つの方法で対処する。 **方法①**：損傷の状態を厳密に定量化・定性化して、解析あるいは実験によって損傷の進展・拡大寿命および残留強度を求める方法。孔あけ加工時に付き検査で見落とされた小さい傷や、運用し始めてから発生するマトリックス・クラックを起点として層間剥離が成長する。層間剥離の進展・拡大に伴い残留強度が低下する。要求寿命に達する前に、残留強度が強度要求を下回らない応力（歪み）を設定する。検査による損傷発見に頼らない。(undetectable damage) **方法②**：知的構造化の方法。光ファイバ等の損傷検知センサを組み込み、小さい損傷の発生、成長を常時モニタして、損傷状態を定量化・定性化することができる。(detectable damage)
4．損傷の定性化 ・損傷の種類 ・損傷進展の可能性	種々ある損傷の中で衝撃損傷が最も厳しいと特定して、制限荷重に相当する歪みがCAIの停留値（最小値）を超えない設計を行った。[4] これにより検査による損傷発見依存度を軽減している。損傷の進展禁止。	
5．構造様式	損傷が進展しない構造（no-growth concept）	損傷進展を許容する構造（growth concept）で、基本的には、フェールセーフ構造である。

３.３.１　新耐損傷設計基準（Design Criteria）

（１）初期損傷の大きさと位置【初期損傷モデル pre-existing damage model】

複合材構造の製造時、最も損傷が発生しやすいのは、孔あけ加工である。



ドリルの先が入る側



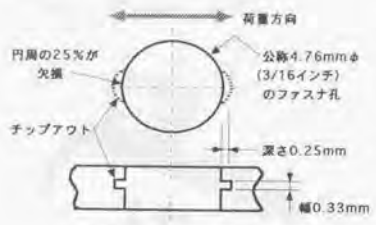
ドリルの先が出る側

ドリルの先が入る側の最外層に繊物材を使用したり、最外層がテープ材（一方向材）の場合はドリルが出る側に当て板を添えたりして、孔周りに傷が付かない工夫が必要である。[8]　しかし、孔あけ加工時に付き、検査で見落とされたり、強度の許容範囲であるとしてそのまま放置された小さい傷は、初期損傷として機体に残ったまま運用に入る。これらの小さい初期損傷が、機体の一生の間、致命的な破壊に繋がらない設計を行う必要がある。

その出発点として、設計上考えるべき初期損傷の種類と大きさと位置について示す。孔あけ加工にともない発生する孔周りの傷は、樹脂の欠損であるチップアウト、ドリルの先が出る側の層間剥離、孔径のオーバーサイズの順に発生頻度が高い。この３種類の傷について、また組み立て前のばらばらの部品の状態で、孔を直接検査することにより現在の検査技術で発見でき、しかも、強度低下が大きくなく許容できる傷の大きさと位置を次に示す。[5]

ただし、１層の厚さが0.13mmの一方向材を種々の方向に積み重ねた積層板に、使用頻度が最も高い直径4.76mm（3/16 インチ）ファスナ用の孔をあけた場合の初期損傷の大きさと位置である。

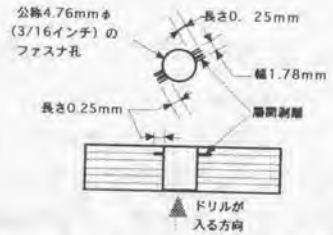
①チップアウト



・円周の２５％が欠損
・深さ０.２５ mm
・幅０.３３ mm
・位置：荷重方向２箇所、孔壁面の位置は層間剥離が進展しやすい層間を含むこと

図３.３－３　初期損傷チップアウトの大きさと位置

②層間剥離

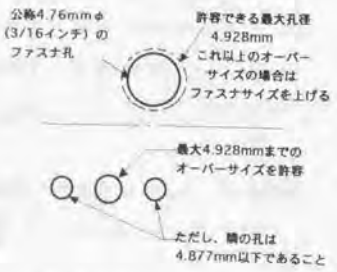


・長さ０.２５ mm*
・幅１.７８ mm
・位置：ドリルの先が出る側の最外層。あるいは、外側で剥離が進展しやすい層間

＊層間剥離進展寿命の実験値と解析との比較から,孔あけに伴う初期傷0.13~0.25mmを導いた報告もある。9）

図３.３－４　初期損傷層間剥離の大きさと位置

③オーバーサイズ



・４.９２８ mmまでのオーバーサイズを許容。ただし、隣のファスナ孔は4.877mm以下であること、また、4.877 mm以上の孔の数は５％以下であること。
・4.928mm以上の孔の場合は、ファスナサイズを上げる

図３.３－５　初期損傷オーバーサイズの許容できる大きさ

（２）運用開始後発生する損傷【損傷発生モデル damage initiation model】

下図３.３－６は,参考文献[2]から引用した積層構成 [０/９０/±４５]s の－45°層に発生するマトリックス・クラックの様子である。静荷重の場合ある大きさの荷重以上（下図参考図では380MPa 以上）になると、また、荷重が繰り返し負荷された場合、０°層以外の９０°層や±４５°層にマトリックス・クラックが発生する。発生当初はクラックの間隔が10mm 程度であるが、静荷重が大きくなるに伴い、また、荷重繰り返し回数が増えるに伴いマトリックス・クラックが増加してクラック間隔が狭くなる。やがて２ mm 弱の均一な間隔になると、内部応力が釣合のとれた安定した損傷状態になり、マトリックス・クラック数の増加が止まる。同じ積層構成 [０/９０/±４５]s につき、他文献[1]のクラック発生数データから、各層のマトリックス・クラックの増加が止まる安定したクラック間隔を計算した。その結果は次の通り。

安定したマトリックス・クラック間隔　　９０°層：０.７ mm
＋４５°層：１.７ mm
－４５°層：２.５ mm

このマトリックス・クラックが起点となって、やがて層の境界面にクラックが発生、層間剥離へと進展する。この時点から残留強度の大幅な低下が始まる。その後破壊に至る過程は図３.３－２に示した。　クラックの間隔ではなく密度で損傷モードを捉えた研究もある。[10]

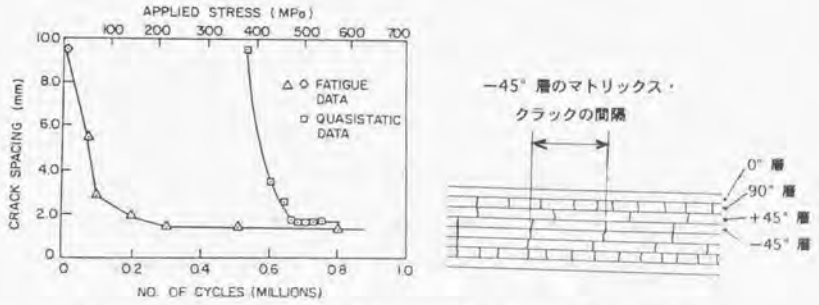


図３.３－６[2]　－４５° 層マトリックス・クラック間隔の縮小

（3）層間剥離進展解析

（1）で述べた孔あけ加工時の3種類の傷の中で、ファスナーを介して荷重を伝達するために大切なピン・ベアリング強度（静強度）を一番低下させ[6]、また、進展拡大して残留強度を大幅に下げる傷が層間剥離である。（2）で述べた運用し始めてから引っ張り荷重下で発生するマトリックス・クラックも層間剥離を誘発して、それが成長して残留強度を下げていく。薄い単層板を積み重ねて作る複合材積層構造で、残留強度を下げ破壊に至る過程で一番支配的な働きをするのが層間剥離進展である。設計において寿命を求めたり、残留強度を求める場合、層間剥離進展解析が必要となる。

層間剥離進展解析の方法については、前項3.2で詳しく述べた。再記すると、

$$db/dN = C\,[\Delta\tau\sqrt{b}\,]^{n} \qquad (2)$$

ただし、$\Delta\tau = f(b) \times (\tau\ max - \tau\ min) - \tau\ th$ (3A)

ここで、b：層間剥離長さ(m)

N：荷重繰り返し回数

τ max：最大層間剪断応力(MPa)

τ min：最小層間剪断応力(MPa)（絶対値の大小でなく符号を考慮する）

τ th：層間剥離が進展しない層間剪断応力の限界値で材料定数(MPa)

C, n：材料定数

f(b)：$\Delta\tau$ が層間剥離長さ b に依存すると考えた補正係数

図3.3－3及び図3.3－4に設定した初期損傷あるいは（2）項に示したマトリックス・クラック間隔を起点（初期層間剥離長さ）として、上式を用いて進展解析を行う。そうすれば、層間剥離の進展を荷重の繰り返し回数とともに求めることができ、寿命さらに層間剥離の大きさから残留強度を解析することができる。

（4）残留強度解析

層間剥離が進むと剥離した外側の層が、圧縮荷重に耐え切れなくなり座屈する。3.2.4（3）項に、剥離した層がオイラー座屈を起こすとして残留強度を求める方法を示し、実験結果との検証も行った。再記すると、

$$\text{座屈応力}\ \sigma c = k\,(\pi^{2} E/12)(mh/b)^{2} \qquad (13)$$

ここで、m：剥離した外側の層のプライ数

h：1プライの厚さ（0.13mm）

E：(mh)層の弾性率

b：層間剥離長さ（mm）

k：柱の端末支持条件を表わす係数で、複合材料の樹脂の支持強さ（繊維の架橋効果）を表わす。

プリトル・レジン　P3060：k＝1

タフ・レジン　P2190：k＝4

APC-2：k＝9

引っ張り荷重を受ける場合は静的あるいは繰り返し負荷を問わず、層間剥離が発生している状態での残留引っ張り強度はあまり落ちない。　繊維の破断が始まると急激に強度低下を起こす。[5]

3.3.2　設計方針（Design Principles）の選択

（1）耐損傷構造の選択

耐損傷設計の基本概念の違いを明確にして、複合材構造を分類して見よう。一つの分類の仕方は、損傷を進展させる構造かさせない構造かである（損傷進展の許容／禁止）。もう一つの分け方は、損傷を検査で発見することを前提とした構造か前提としない構造かである（損傷の発見／非発見）。

従来の設計基準の基本概念は、損傷を進展させない、損傷発見を前提としない構造であった。[4),7)] 例えば、層間剥離が進展しない荷重レベルの限界が、P3060 が静破壊圧縮強度の 38%以下、P2190 が 54%以下、APC-2 が 39%以下と高いので、層間剥離を進展させない構造の設計が可能であった。

それに対し、ここで提案している新しい耐損傷設計基準は、損傷の進展を許容し、損傷発見を前提とする場合としない場合との両ケースを考えた複雑な分類となる。下図にその分類を示す。

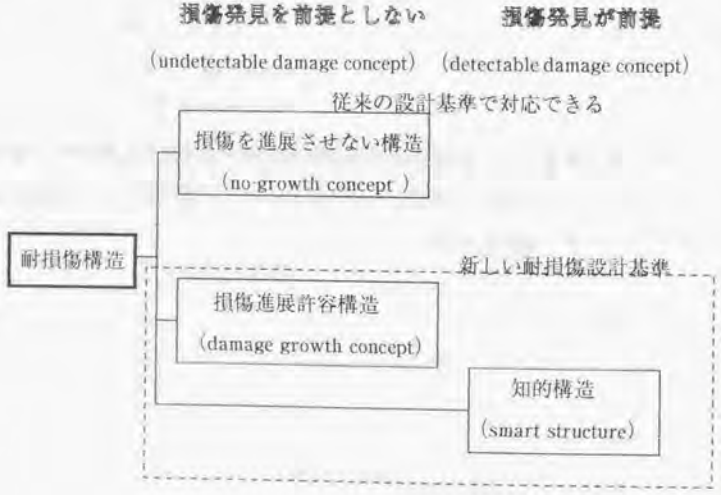


図3.3－7　複合材耐損傷構造の分類

どの構造を選択するかは、設計者の意思で決まる。

光ファイバ等の損傷検知センサを組み込み、小さい損傷の発生、成長を常時モニタして、危険を防止する知的構造については次章で詳しく述べる。

（2）ポストバックル設計の選択

ポストバックル設計の可能性は、既に、2.4（5）項に示した。積層数が20プライを超え積層板の板厚が3 mm 程度になると、座屈即破壊になりポストバックル設計ができなくなる（図2.4－20 参照）。しかし、15プライ2 mm 程度の板厚以下では、ポストバックル設計を行って軽量化を図ることができる。2 mm 程度以下の薄板構造をポストバックル設計するかノンバックル設計するかは設計者の意思による。

3.4　第3章のまとめ

筆者は、先ず実験データを基に、衝撃圧縮破壊や層間剥離進展、残留強度の破壊挙動を分析した。この分析結果に基づき、衝撃圧縮強度の見直し、損傷進展解析法、残留強度解析法を導き出した。さらに、想定すべき初期傷の大きさと位置（初期損傷モデル）、運用し始めてから発生する損傷の破壊に至るメカニズム（損傷発生モデル）、耐損傷構造の分類を数値化あるいは具体化して、新しい耐損傷設計基準を作成した。

この基準により、損傷に対する設計基準（Design Criteria）と選択すべき設計方針（Design Principles）が明確になり、従来の設計基準ではできなかった損傷進展許容構造や知的構造を設計することができる。

第4章　新耐損傷設計基準の応用

損傷の進展を許容する設計概念（Growth Concept）と内部損傷を検知する概念（Detectable Concept）との両概念を盛り込んだ新耐損傷設計基準の最大の応用目標は、知的構造である。筆者は、本章において、ヘルスモニタリング（損傷の自己検知）および損傷進展抑止（アクチュエータ素材組み込みによる自己制御）を目的とした知的構造について、その設計概念を明確にするとともに、新設計基準による損傷の許容設計がもたらす効果を示す。

4.1項～4.3項では、外部検査では発見が難しい内部損傷を光ファイバ等のセンサを内蔵して自己検知させる知的構造、更に形状記憶合金等のアクチュエータを内蔵して層間剥離の進展を自己抑止する知的構造について、具体的設計解析を踏まえて、その設計概念を明確にする。

4.4項に、マトリックス・クラック発生荷重増大や衝撃圧縮強度向上など設計許容値改善により得られるより一層の軽量化、ヘルスモニタリングおよび損傷進展抑止により一段と改善できる構造の健全性（故障率低減、安全確保）や運用コスト削減について、知的化の効果を示す。

4.1　複合材構造の知的化への適性と問題点

複合材構造は、樹脂と強化繊維からなるプリプレグを積層して作る場合が多く、センサやアクチュエータを組み込み知的化を行うのに適している。例えば、図4.1－1に示すように[1]損傷発生の検知ができる光ファイバーをセンサとして、強化繊維と同じように組み込めれば、外部検査では発見の難しい層間剥離等を見つけやすくなる。また、箔或いは繊維状にした形状記憶合金を組み込み、アクチュエータとして収縮力を働かさせれば、層間剥離や マトリックス・クラック の進展を抑止できる。このように荷重を受け持つだけでなく、構造自体がセンサやアクチュエータの役目をする機能を持った構造が知的構造である。知的構造は振動制御や形状制御など広い応用分野を持つ。その中で、ヘルスモニタリングによる健全性向上（常時モニタでき悪いところがすぐ分かる）と損傷進展抑止による安全性向上は、開発の途上についたばかりの技術であるが、損傷を許容する耐損傷設計を支える重要な技術となる。

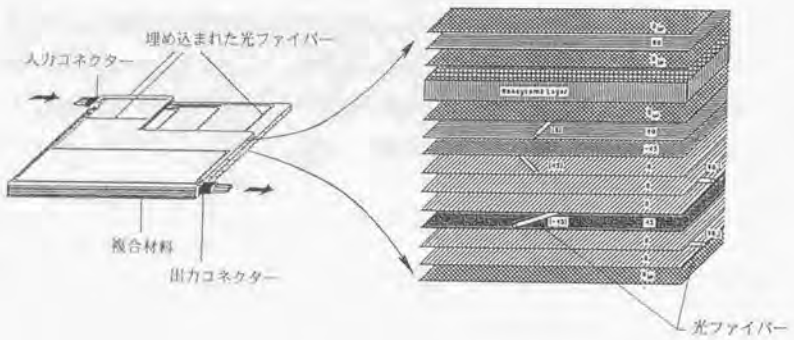


図4.1－1[1]　複合材料に光ファイバーを埋め込んだ損傷検知システム

ただし、複合材構造にとって、知的化は利点ばかりを享受できるわけではない。例えば、現在入手できる光ファイバーの直径は細いもので130 μ m 程度である。一層の厚さが130 μ m の複合材積層板の層間に、光ファイバーを埋め込むと光ファイバーの側面に大きい樹脂溜まりやボイドができる（下図参照）。これは返って、複合材構造に欠陥を作り、知的化本来の目的である構造の健全性向上や安全性向上を損なうことになりかねない。50 μ m 以下の極細径光ファイバーの実現など、センサやアクチュエータの埋め込みが異物欠陥にならない技術課題の克服が知的化には必須である。

また、アクチュエータとして期待されている形状記憶合金は比重が6.5もある。従って、多量に使用すると重くなり、複合材構造の軽量化効果を打ち消してしまう。使用量（重量増）とアクチュエータ効果（軽量化）の間で最適解を見つける必要があり、簡単に軽量化に繋がるわけではない。本件について4.4項（1）で考察を加える。

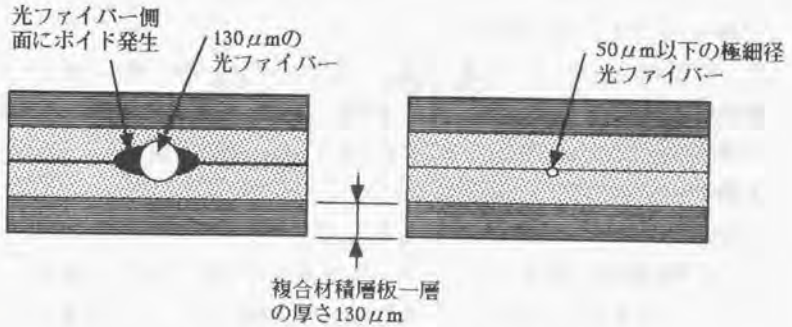


図4.1－2　太径光ファイバー埋め込みによるボイド発生

4.2　損傷の早期発見と破壊予知

損傷の種類を図4.2－1に示す[1]。金属材料に比べ、複合材料の損傷は種類が多い。その複合材料の損傷の中で強度低下が大きい傷は、層間剥離（デラミネーション）である。図4.2－2は複合材料の孔開けに伴う欠陥と強度への影響を示す[2]。構造部材をファスナーで結合する際、最も大切なピン・ベアリング強度を一番低下させる傷が層間剥離である。層間剥離は、金属材料の亀裂と同様、荷重の繰り返し回数が増えるに伴い、進展拡大する（図4.2－3参照）。また、層間剥離面積が大きくなると圧縮強度が極端に低下する（図4.2－4参照）。層間剥離やマトリックス・クラックは内部欠陥であり、運用中の外部（非破壊）検査では見つけることが難しい。例えば、図4.2－5[3]のように光ファイバー・センサを組み込みヘルスモニタリングができる知的構造にすれば、内部欠陥の早期発見ができる。更に、電子回路を組んで傷の有害無害を判断させれば、自己検知・自己診断が可能な知的化ができる。

複合材構造が圧縮座屈で壊れるときの挙動を図4.2－6に示す。供試体は、5本のI型縦通材で補強された補強平板で一般的な航空機構造である。破壊に至る挙動は、歪ゲージ、変位計及びアコステイック・エミッション（AE）でモニタした。座屈開始点40トンと破壊点荷重62トンの間にはかなりの荷重余裕があり、座屈開始点を捕えれば、破壊予知更に破壊防止ができる。座屈開始点は歪や変位の挙動が線形増加から極端な非線形に変る点として、明確に判断できる。また、座屈開始点の変位は0.5mm程度、歪みは2000～3000 μ m/m 程度あり、通常の計測手段でもモニタ可能である。また、アコステイック・エミッション（AE）信号も座屈開始点を明確に示しておりモニタに使える。適切なセンサを配置し、破壊までの荷重余裕を判断する回路を組み込んで知的化をはかれば、破壊予知・破壊防止ができる。

疲労破壊の予知は難しい。しかし、継ぎ手は、部材間の相対変位をモニタすれば、破壊予知が可能である。図4.2－7に、荷重の繰り返しと共に増えていく部材間の相対変位を示す。　設計上の降伏変位が0.6 mm、破壊寿命の時の変位が1.3 mm 程度あり、破壊するまでに変位および荷重の繰り返し回数に十分余裕が

あるので、相対変位のモニタにより破壊予知が可能である。



図4.2－1[1]　損傷の種類

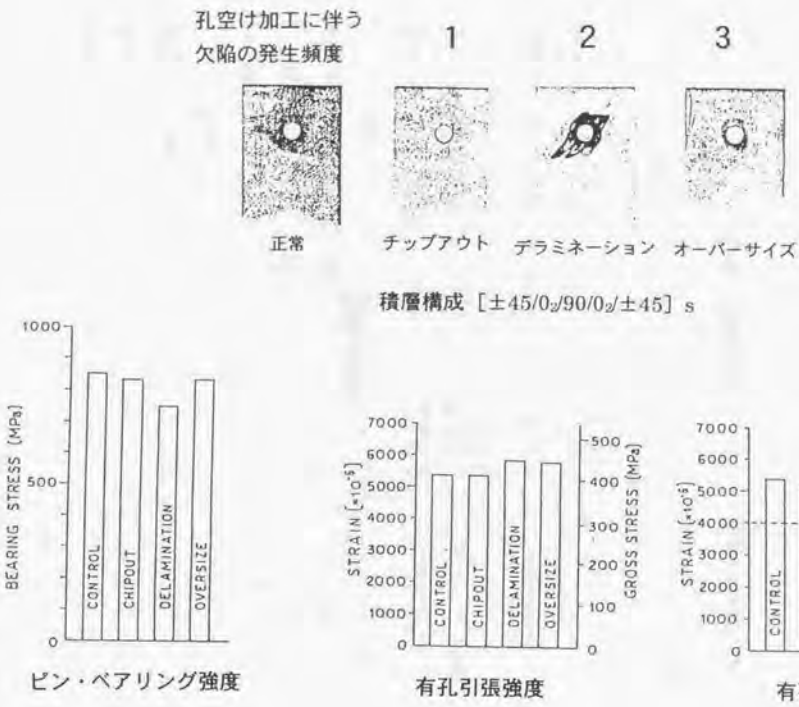


図４.２－２　複合材料の孔開けに伴う欠陥と強度への影響

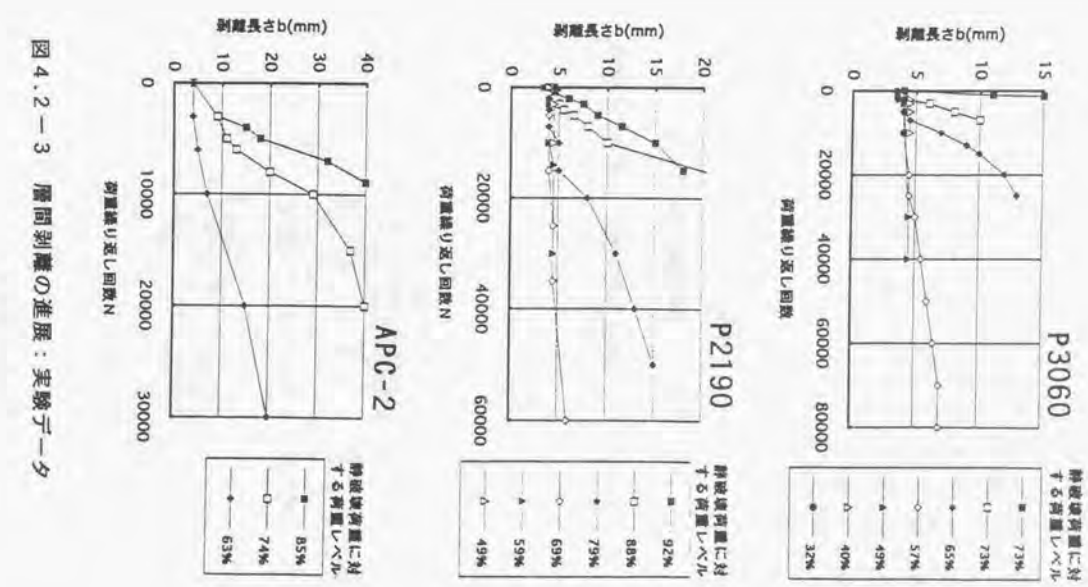


図４.２－３　層間剥離の進展：実験データ

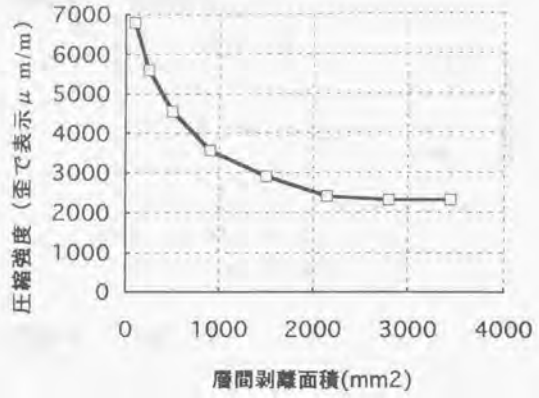


図４.２－４　層間剥離面積と圧縮強度の関係

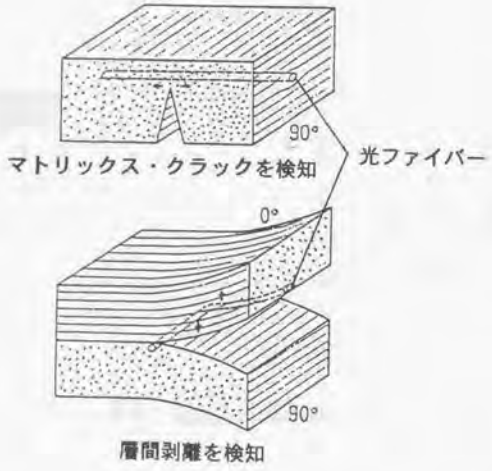


図４.２－５[3]　光ファイバー・センサを用いた損傷検知

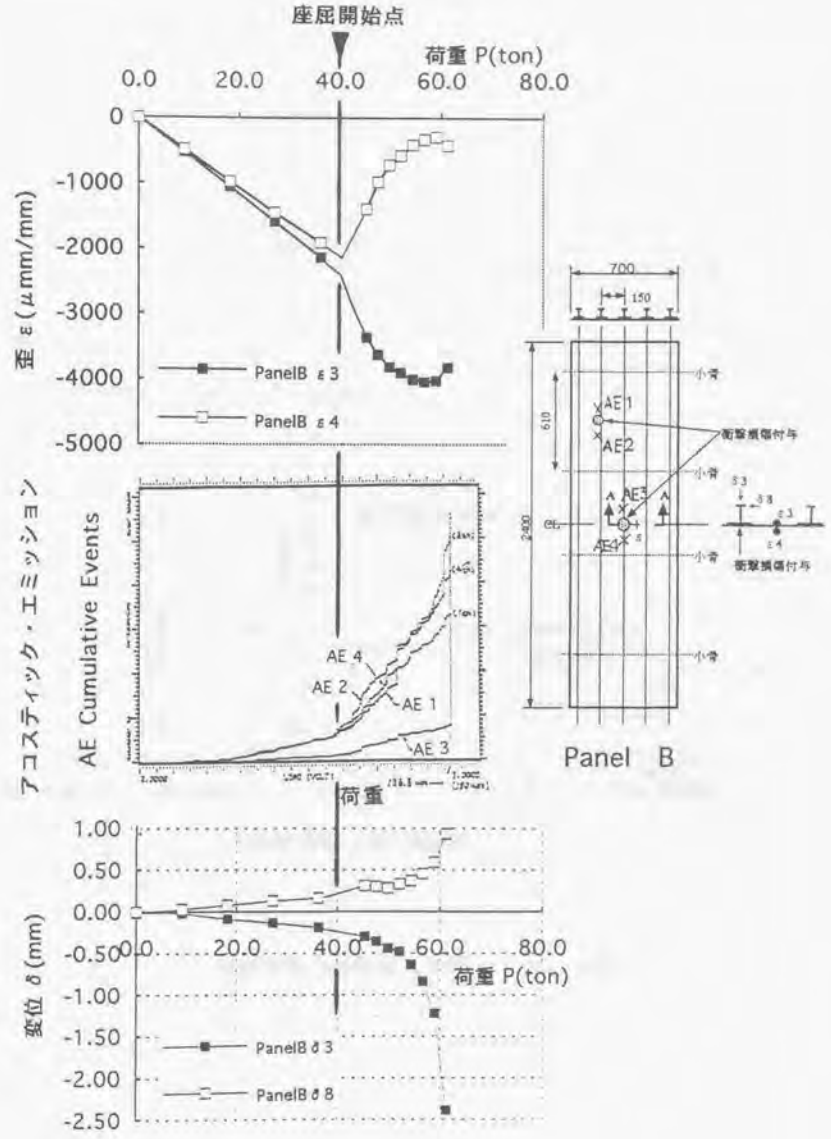


図４.２－６　補強平板の圧縮座屈：破壊に至る挙動（図 2.4-16 を再掲）

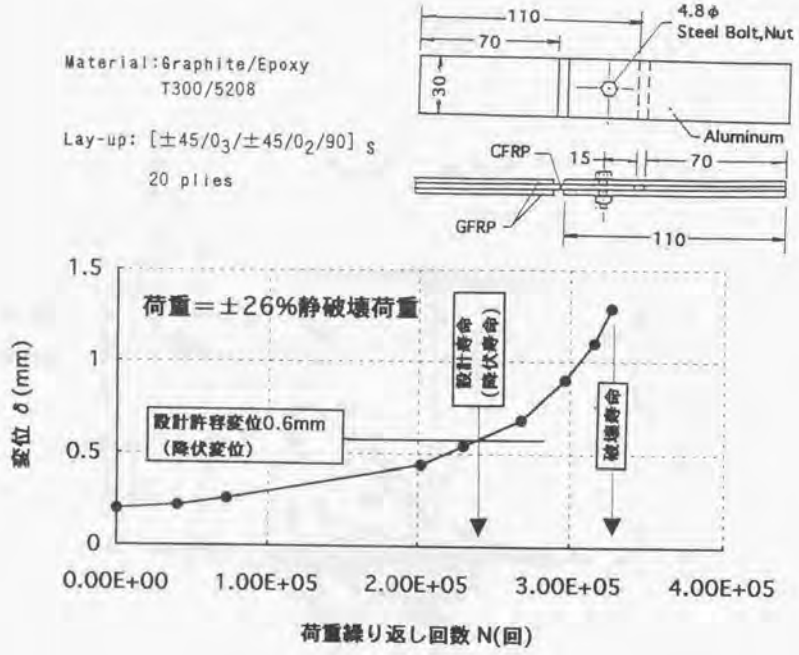


図４.２－７　継ぎ手部材間の相対変位

４.３　知的構造システムの設計概念

４.３.１　検知が必要な損傷や事象の大きさ

損傷の早期発見や破壊予知を行うために検知が必要な事象の大きさを整理し図４.３－１に示す。検知する事象の大きさを区別するため、便宜上、小さい方からμmセンシング、 mm センシング、cm センシング、m センシングの４つに分類して話を進める。

小さい層間剥離やマトリックス・クラックを検知し、進展を遅くするにはμm センシングが必要である。マトリックス・クラックやボイドの大きさを図４.３－２に示す。一層の厚みが１３０μm のプリプレグを積み重ねて作った積層板の断面写真である。成形条件を間違えたためマトリックス・クラックとボイドが多発した状態である。図４.３－３にマトリックス・クラックがない正常な場合の断面写真を示すが、引張荷重や高低温の繰り返し、吸湿、成形条件の狂いなどにより、前図のようにマトリックス・クラックが発生する。マトリックス・クラックやボイドの大きさはμm 単位の大きさであるため、光ファイバー等の埋め込みによる高精度な損傷発見システムが必要となる。損傷の位置（板厚方向の位置も必要）と大きさを正確に同定する技術がμmセンシングの鍵となる。マトリックス・クラックやボイドが直ちに構造全体の破壊につながることはないが、破壊に至る前兆を示すので（図３.３－２参照）、損傷の早期発見、破壊予知を可能とする新しい耐損傷構造にμm センシングは必須の技術である。

座屈破壊や継ぎ手の疲労破壊の予知・防止を行うためには、４.２項で示したようにmm 単位の変位にその兆候が現われるので、mm センシングが必要である。衝撃圧縮強度（CAI）の低下は、層間剥離の面積が１０００㎟以上で顕著である（図４.２－４参照）。層間剥離の直径に直すと１８ mm（１.８ cm）以上になる。従って、衝撃圧縮破壊の防止には、cm センシングが必要である。図４.３－４に旅客機の主翼の変形状態を負荷時と無負荷時の合成写真で示す。翼端部で約２ m たわんでいる。すぐに実用になるとは考え難いが、もし、翼端のたわみをモニタして主翼の破壊を防止する知的構造システムを作ることになれば、m センシングが必要になる。

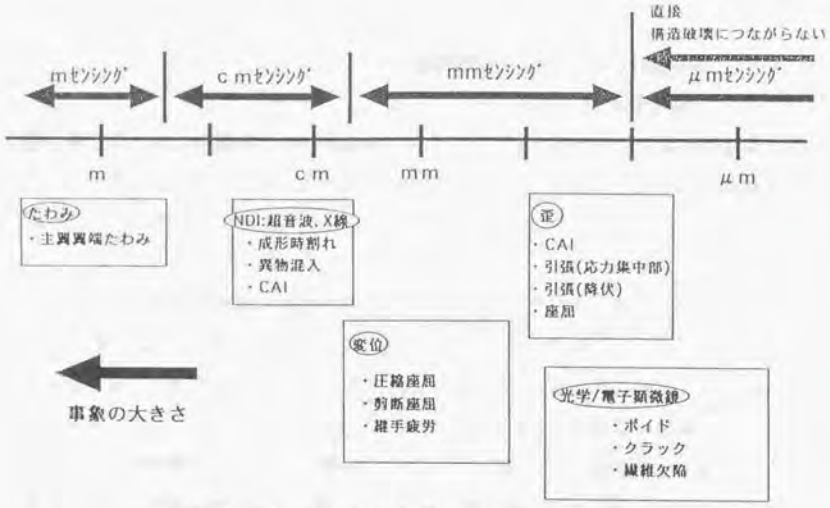
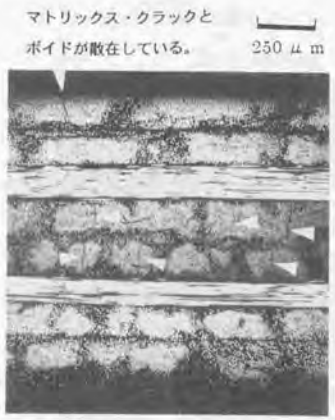
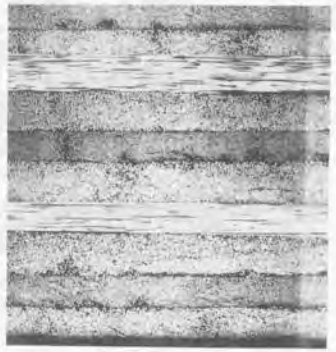


図４.３－１　検知が必要な事象の大きさ



T800H/PIXA

図４.３－２　複合材料積層板の微小欠陥



IM7/PIXA

図４.３－３　正常な複合材料積層板の断面



Checklist

Aircraft wings: Slender but strong

By Peter Pletschacher
Illustration by Peter Krämer

Das doppelbelichtete Foto macht es deutlich: Flugzeugflügel sind extrem belastbar. Um Schwachstellen in der Konstruktion rechtzeitig zu erkennen, biegen Testingenieure die Flügel sogar um einige Meter nach oben.

This double exposure shows how much stress an aircraft wing can tolerate. In order to pinpoint weaknesses in construction, test engineers bend the wings upwards by as much as several meters.

図４.３－４　旅客機主翼の変形：負荷時と無負荷時との合成写真

4.3.2　知的構造システムの基礎

知的材料および構造の概念は、１９７８年に世界に先駆けてわが国で提唱された。[1]　第１世代の材料は天然材料の形態のみを変えたもの、第２世代の材料は天然材料から有用成分のみ抽出して成形したものである。第３世代の材料は合成材料で、天然に存在しない創成した材料である。プラスチックがその代表である。第４世代の材料の代表が複合材料であり、特性が分布するところに特徴がある。第５世代の材料は特性が分布するだけでなく時間（環境）とともに変化する材料で、これを知能材料と定義して提唱している。

その後十年間ほどは活発な動きはなかったが、１９９０年代に入ると研究開発が活発になった。光ファイバを使って構造物の内部欠陥を見つけることができるようになり、欠陥の自己検知、破壊予知などヘルスモニタリングの可能性が高まったことが研究開発を加速した。欧米では実用化に力を入れた研究開発が進み、わが国では材料レベルの基礎的研究が進んだ。研究開発成果は、大学や研究所を中心とした国際的な研究集会[2]、討論会[3),4)]、会議[5)-8)]、会誌[9)]で発表され、研究仲間と領域を広げてきた。

知的構造システムの基礎概念を、従来の構造と比較する形で図4.3－5[18)]に示す。図中の３分類の構造について、大きい違いをまとめると、

（a）従来の構造（パッシブ構造）は、外荷重に耐える強度設計と有害な変形やフラッタ等の振動を抑える剛性設計を行って安全を確保してきた。外乱に対して受け身（パッシブ）であった。

（b）現在、既に実用段階にあるアクティブ構造は、センサやアクチュエータを構造に外付けして、望みの変形を得る形状制御や過度の振動を抑え込む振動制御を行う。外乱に対して、構造との連成を制御（アクティブ）して目的を達成している。機体の空力的な性能向上を目的に適用する場合が多いが、アクチュエータ等外付けのため、結果としてパッシブ構造に比べ重量増につながる場合もある。また、構造に歪ゲージやクラック・ゲージを貼付、あるいはGセンサを取り付けて、荷重履歴のモニタから疲労寿命を予測したり、亀裂の発生、進展を検知するヘルスモニタリングはこの構造の範疇である。

（c）知的構造システムは、母材にセンサやアクチュエータを組み込んで知的機能材料化（active material）し、電子回路に単なる制御だけでなく学習・判断機能をもたせ、形状制御や振動制御（adaptive structure）を、更に、損傷の早期発見や破壊防止（health caring）を行うことができる構造である。母材にセンサやアクチュエータを組み込むことにより、従来構造やアクティブ構造ではできなかった微小なマトリックス・クラックの発見や巧妙な内部応力（歪）分布の発生が可能となる。アクティブ構造のセンサはGセンサ、歪ゲージなど、アクチュエータは油圧式ピストン、電気モータなど、とても母材に組み込めるような代物ではない。知的構造システムで使用するセンサは光ファイバなど、アクチュエータは形状記憶合金のファイバや箔など母材組み込みに適した形が必要で、従来のセンサやアクチュエータとは随分違ったものになる。

知的構造システムは、母構造（母材）、センサ、アクチュエータ、学習・判断システムの４要素から成る。図4.3－6参照[18)]。母構造を中心に、他３要素の組み合わせから、種々の目的をもつ構造が生まれる。例えば、センサとの組み合わせで検知構造（ヘルスモニタリングができる）、アクチュエータとの組み合わせで制御構造、センサおよびアクチュエータとの組み合わせでスマート構造、更に学習・判断システムを加えて知的構造システムが構成される。知的構造システムの広く捉えた機能を図4.3－7に示す。

知的構造システムに使われる知的機能素材を図4.3－8に示す。知的構造システムは生命体をヒントに発想された。知的機能素材が生命体のどの部分に当たる働きをするか並記した。母材には複合材料が適している。センサとしては、現在、光ファイバを使用した研究開発が多いが、他に圧電材料、形状記憶合金、電歪材料、アコスティック・エミッション・センサがある。アクチュエータ素材には、現在、圧電材料の使用が多いが、他に形状記憶合金、電歪材料、磁歪材料、電気粘性流体がある。電子機器としては小型高速プロセッサが、ソフトウェアには膨大な情報量を捌くニュウラル・ネットワーク対応のロジックが必要である。

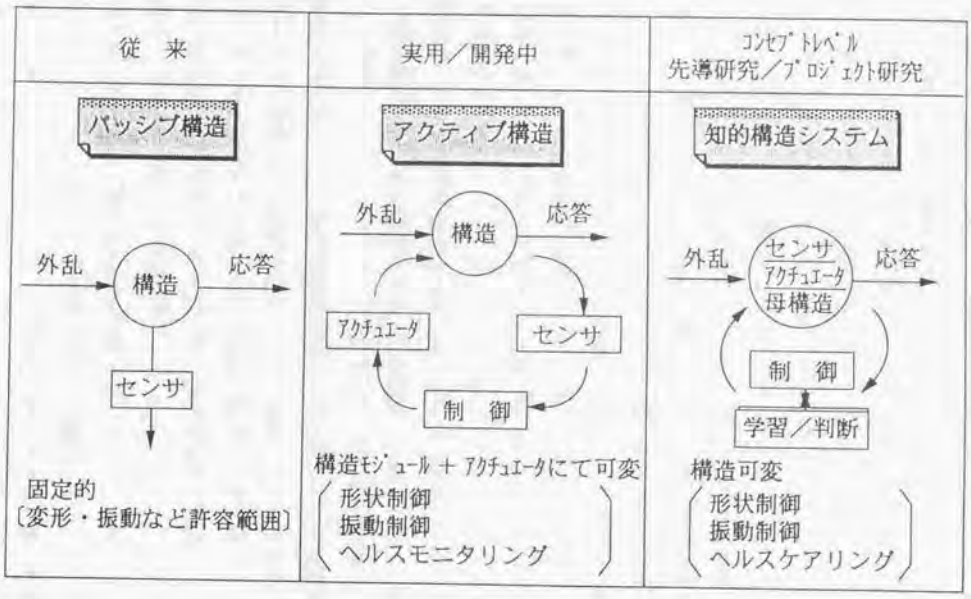


図４.３－５[18)]　知的構造システムの基礎概念

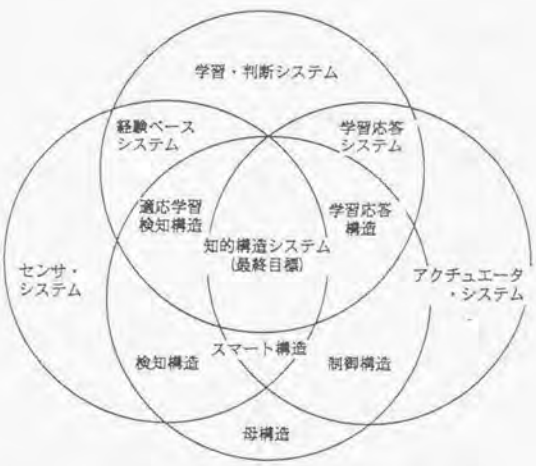


図４.３－６[18)]　知的構造システムの構成要素

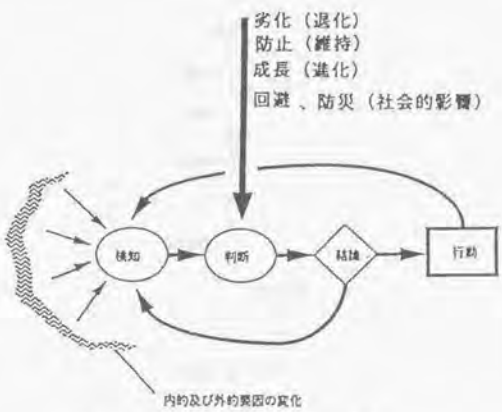


図４.３－７　知的構造システムの機能



図４．３－８　知的構造システムに使われる知的機能素材

損傷の早期自己検知を目的としたヘルスモニタリング、また、損傷進展抑止・破壊防止を目的とした損傷制御は、センシング機能とアクチュエーティング機能を兼ね備えるアクティブ構造と知的構造の両方で可能である。しかし、センサとアクチュエータを外付けにするか、母構造内部に組み込むかによって、発見できる損傷の大きさ、また、発生できる内部応力（歪）の大きさが異なり、両構造の適用分野も違ってくる。ヘリコプタのロータなどは高速の回転運動を行うため、大きい遠心力がかかり外付けのＧセンサやアクチュエータの装着は無理である。従って、こう言う箇所には知的構造が必要となる。反面、舵面の動きを制御して翼全体に働く荷重を軽減、あるいは、空気力分布を変更するのは、外付けで翼端の変位をモニタするｍセンシングと大荷重・大ストロークを発生できる外付け油圧アクチュエータを組み合わせたアクティブ構造の方が適している。

アクティブ構造と知的構造の適用分野を表４．３－１に整理した。

μ ｍ～cm センシングが必要な損傷の進展抑止、破壊防止はアクティブ構造では困難で知的構造が必須となり、ｍセンシングが必要な大変形制御にはアクティブ構造が適している。

表４.３－１　アクティブ構造と知的構造の適用分野

	センシングの分類 （検知事象の大きさ	アクティブ構造 （ｾﾝｻ、ｱｸﾁｭｴｰﾀ外付け）	知的構造 （ｾﾝｻ、ｱｸﾁｭｴｰﾀ組込み）
ヘルスモニタリング	μｍセンシング ・ﾏﾄﾘｯｸｽ ｸﾗｯｸ ・ﾎﾞｲﾄﾞ ・繊維破断　等	××	○○
損傷進展抑止 破壊防止	mmセンシング ・座屈歪／変位 ・継ぎ手変位 ・衝撃損傷　等	○× 内部欠陥である衝撃損傷検知センサなし、適切なｱｸﾁｭｴｰﾀなし	○○ 埋め込み式変位センサなし
	cmセンシング ・成形時割れ ・異物混入 ・衝撃損傷　等	×× 内部欠陥検知センサなし、 適切なｱｸﾁｭｴｰﾀなし	○○
	ｍセンシング ・翼端たわみ　等	○○	×× 埋め込み式大たわみセンサなし、 ｱｸﾁｭｴｰﾀ力、ｽﾄﾛｰｸ不足

（記号説明）
- ○：適切なセンサがあり損傷の自己検知ができる
- ×：できない
- ○○：適切なｱｸﾁｭｴｰﾀがあり損傷制御（損傷進展抑止、破壊防止）ができる
- ○：できない
- ×：

4.3.3　知的構造システムの設計

知的構造システムの目的は、形状制御、振動制御にもあるが、本研究の対象が複合材構造の耐損傷設計にあるので、特に関係が深いヘルスモニタリングと損傷進展抑止について述べる。

（1）ヘルスモニタリング技術

ヘルスモニタリングの目的は、複合材構造に発生する損傷をできるだけ早く自己検知して、修理や部材の交換を行い、寿命延長あるいは破壊予防ができることにある。損傷の早期自己検知には、マトリックス・クラック、ボイド、繊維破断、層間剥離など微小な損傷について、損傷の種類、位置、大きさを同定できるμｍ～ｍｍセンシング技術が必要である。

微小な損傷は単独のままで居続ける限り、強度低下や剛性低下にほとんど影響しない。しかし、最初、微小な損傷も図３.３－２に示したように、荷重の繰り返し回数が増えるに伴い微小損傷（マトリックス・クラック）の数が増加し、やがて増加しない安定期（図３.３－６参照）を経た後、層の境界面にクラックが発生、それが起点となって層間剥離が進展拡大して、遂に繊維が破断して全体破壊に至る。損傷の発生・成長を経て破壊に至る過程をとる。ヘルスモニタリングは、この過程を検知できる技術でなければならない。μｍセンシングができるセンサ、例えば光ファイバを使って、図４.３－９に示すマトリックス・クラックの発生・増加・安定期[10)11)]、更に層間剥離、繊維破断[12)]をモニタできるシステムが必要である。図４.３－10に、そのシステムの概要を示す。[13)14)]しかし、現在の技術では実現が難しく技術開発が必要である。実現のために必要な研究開発内容とそれをブレークスルーする技術手法を同図に示す。

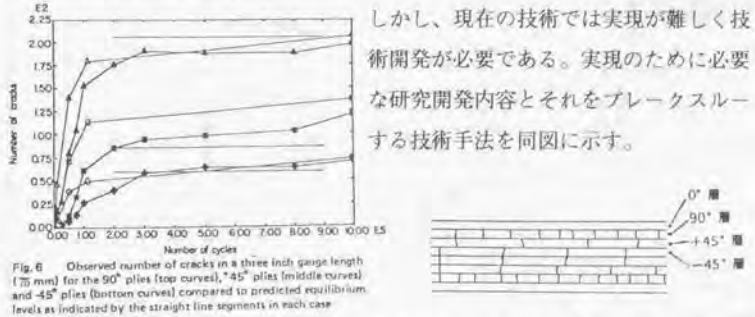


Fig. 6　Observed number of cracks in a three inch gauge length (75 mm) for the 90° plies (top curves), ±45° plies (middle curves) and -45° plies (bottom curves) compared to predicted equilibrium levels as indicated by the straight line segments in each case

図４.３－９[11)]　マトリックス・クラックの発生、増加、安定期

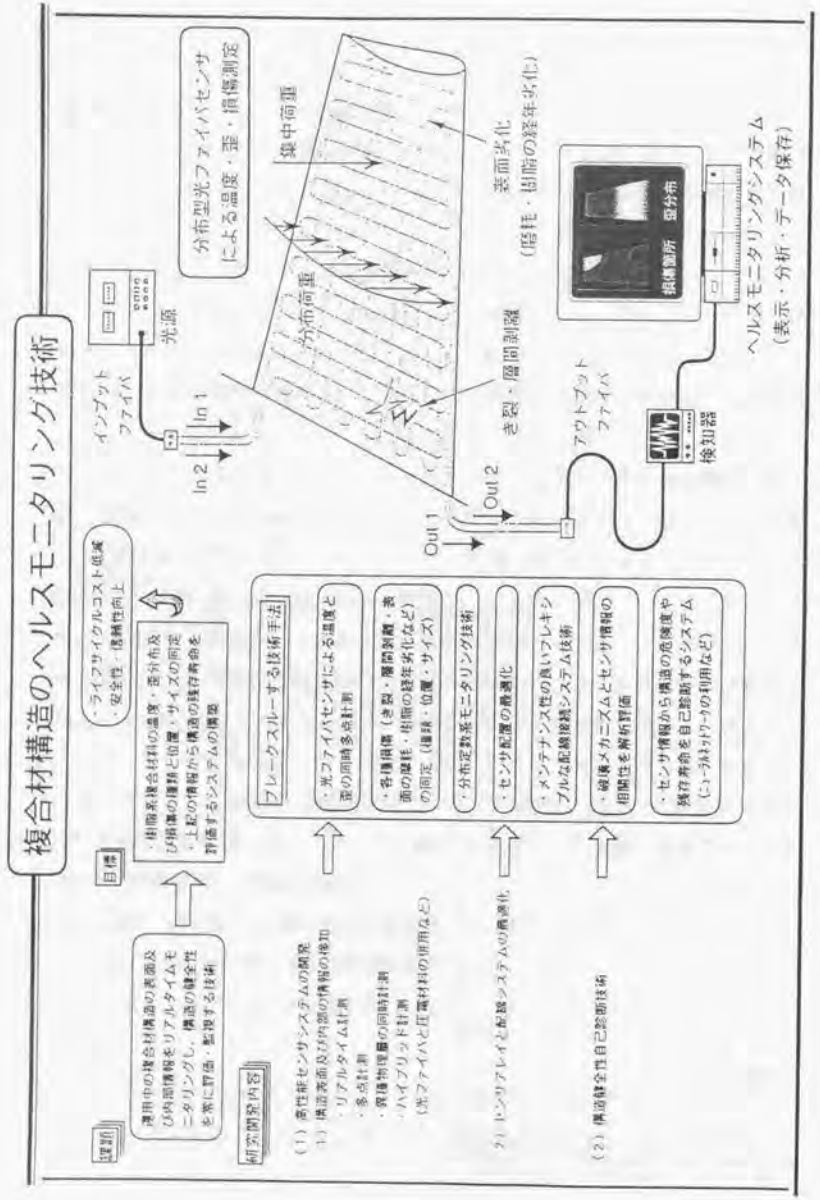
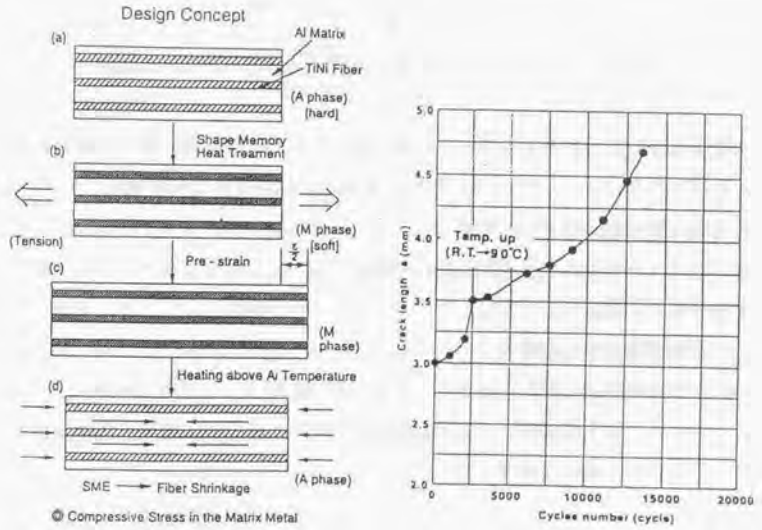


図４.３－10[13] ヘルスモニタリング技術の概要

（２）損傷進展抑止技術

形状記憶合金（Shape Memory Alloy,略してSMA）は、逆変態温度（Af）以上に加熱すると記憶した形状に戻る性質がある。この形状記憶効果（Shape Memory Effect, SME）が現われる時発生する収縮力（Shrinking Force）を利用して、アクチュエータとして働かせることができる。図４.３－11は、TiNiファイバの形状記憶効果を利用して疲労亀裂進展抑止を行ったTiNiファイバ／Al複合材の材料設計概念とその効果である。[16), 17)] 室温時（マルテンサイト相）に引っ張り予歪（ε）をTiNi／Al複合材に与え、温度を上げてTiNiファイバにオーステナイト変態を起こさせ、予歪ε分だけ複合材のなかで縮ませることにより、Al母材に圧縮残留応力を生じさせることができる。Al母材中の残留圧縮応力は切欠がある複合材の応力拡大係数を減少させ、実験結果を見ても亀裂の進展が大幅に減速している。



設計概念　　亀裂の進展減速（実験結果）

図４.３－11[16)] 形状記憶効果設計概念とその効果

上記の例のように形状記憶効果（収縮）を利用して、複合材内部に圧縮応力（歪）を発生させ引っ張り荷重下でのマトリクックス・クラック発生防止、あるいは逆向き層間剪断応力（歪）を発生させて、圧縮荷重下で顕著な層間剪断剥離進展の抑止を行うことができる。形状記憶合金を昇温・降温に対応して、作動を繰り返すアクチュエータとして働かせるには、温度に対応した二方向性が必要になる。それには一方向性（昇温に対してのみ収縮力を発生）の形状記憶合金にバイアスを組み合わせる。その原理を下図に示す。

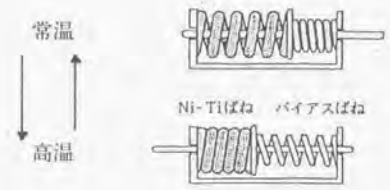


図４.３－12　バイアス式二方向アクチュエータの原理

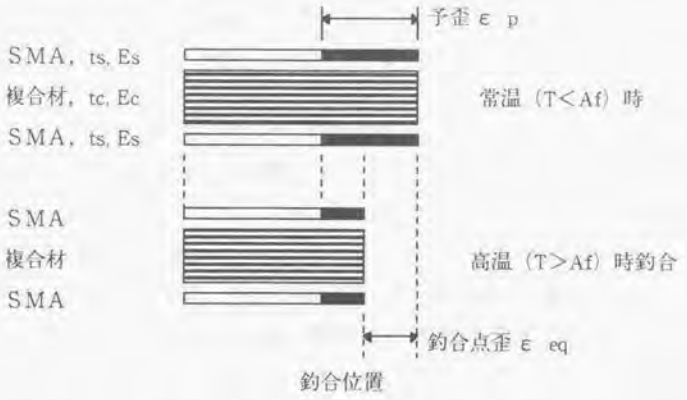
積層構成の複合材を考えると、積層の間に箔状の形状記憶合金を挟み込む方法が作りやすい。この時、上図のTiNiばねに形状記憶合金箔が相当し、バイアスばねに複合材（母材）が相当して、二方向アクチュエータ・システムができる。オーステナイト変態温度（Af）以上に昇温すると形状記憶合金箔が収縮して複合材に圧縮応力を発生し、マルテンサイト変態温度（Mf）以下に降温すると複合材が復元力を発揮する。

複合材積層構造の層間に箔状の形状記憶合金を挿入して得られるマトリックス・クラック発生荷重増大や層間剥離進展抑止などの形状記憶効果を、計算モデルを作成し定量的に検討した。

(a)マトリックス・クラック発生荷重（敷居値）を増大する効果

引っ張り荷重を受けた場合、ある大きさの応力（敷居値）以上になると０°

層以外の９０° 層や±４５° 層にマトリックス・クラックが発生する（図３.３－６参照）。このことは３.３（２）項で述べた。マトリックス・クラックを起点としてエッジ・デラミネーションや層間剥離が進展し、やがて破壊に至るので、従来の設計では制限荷重をこの敷居値以下に設定して、運用中マトリックス・クラックが発生しない設計を行ってきた。プリトル・レジン複合材P3060のマトリックス・クラックが発生しない敷居値は、歪で３,５００μm/mである。この材料の積層板[±45/0₃/90/0]ₛについて、形状記憶効果を計算する。図４.３－13に計算モデルを示す。



ts=SMA板厚、tc=複合材板厚、Es=SMAヤング率、Ec=複合材ヤング率

図４.３－13　圧縮変形効果計算モデル

高温時SMAは予歪 ε p分収縮しようとするが、複合材が反発して釣合点歪 ε eqの位置で釣り合う。この時、SMAには引張歪(ε p－ε eq)が残り、複合材には圧縮歪ε eqが誘起される。釣り合い式は、

$$tc \cdot Ec \cdot \varepsilon_{eq} - 2ts \cdot Es (\varepsilon_p - \varepsilon_{eq}) = 0 \qquad (1)$$

（１）式から釣合点歪ε eqを求めると、

$$\varepsilon_{eq} / \varepsilon_p = 1 / [1 + (1/2)(tc/ts)(Ec/Es)] \qquad (2)$$

複合材P3060の積層板［±45/0₃/90/0］ₛのヤング率はEc＝92 GPa、SMA

のヤング率は 40～70 GPa と幅があるので、平均値をとって Es＝55 GPa である。従って、Ec／Es＝1.67 となる。（2）式から板厚比（ts／tc）に対する釣合点歪と予歪の比（ε eq／ε p）を計算して次表に示す。

表4.3－2 （ε eq/ε p） vs （ts/tc）

(ts/tc)	(ε eq/ε p)
0	0
0.1	0.107
0.2	0.193
0.3	0.265
0.4	0.324
0.5	0.375

複合材に誘起される圧縮歪は釣合点歪ε eq である。複合材一層当たりの板厚が 130 μ m であるので、厚さ 26 μ m の SMA の箔を交互に積層し（2ts/tc=0.2）、SMA に予歪ε p＝1％を与えれば、複合材にε eq＝1,070 μ m/m の圧縮歪を誘起させることができる。厚さ 52 μ m の SMA 箔を使えば（2ts/tc=0.4）、1,930 μ m/m の圧縮歪を複合材に与えることができる。従来、マトリックス・クラックが発生しない引張設計許容歪を 3,500 μ m/m に抑えてきたが、3,500＋1,070＝4,570 μ m/m、あるいは、3,500＋1,930＝5,430 μ m/m に高めることができる。従来の設計許容歪に比べ、前者は 31％、後者は 55％高いレベルまでマトリックス・クラックを発生させない設計ができる。これは複合材構造を更に軽量化できることになるが、軽量化の効果は次 4.4 項で検討する。

形状記憶効果で複合材に誘起できる歪（応力）は圧縮の一方向だけである。圧縮荷重を受ける場合もマトリックス・クラックは発生する。P3060 では 2,700 μ m/m 程で発生して引張荷重の場合より低い。しかし、圧縮側には形状記憶効果を適用できない。却ってマトリックス・クラックの発生を早めてしまう。従って、形状記憶効果による圧縮歪を誘起させて効果があるのは、主翼の下面外板などのようにほとんど引張荷重しか掛からない部材であるとか、大きい引張荷重が働くのを予知して、その時だけ SMA を加熱して形状記憶効果を発揮させることができる場合である。

SMA をアクチュエータとして働かせる時、加熱する方法は通電方式が最も効率良く反応が速い。しかし、加熱を繰り返して使って行くうちに発生力が鈍化してくる。図4.3－14にその鈍化の程度を示す。[15] SMA をアクチュエータとして利用する研究開発は盛んに行われてきたが、損傷発見や荷重（歪）モニタができるセンサとして活用する研究開発があまり行われていない。センサ・アクチュエータとして機能できれば、知的構造システムの簡素化につながる。

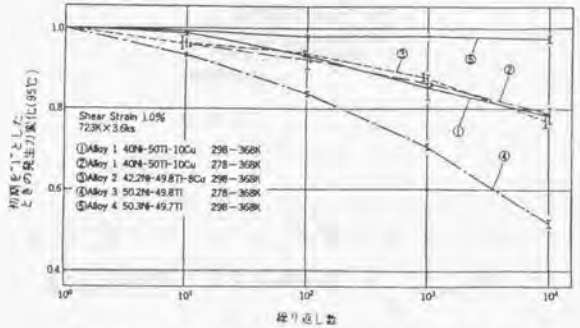


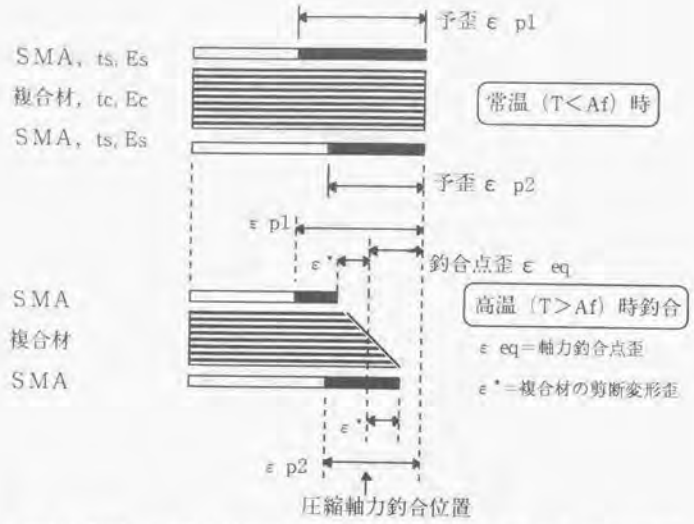
図4.3－14[15] 形状記憶合金の発生力鈍化

(b)層間剥離の進展を抑止する効果

3.2 項(8A)～(10A)式を見ると、層間剥離の進展を遅くしたり、止めたりするには層間剪断応力レンジ⊿τ＝f・(τ max－τ min)－τ th を小さくする必要がある。SMA の形状記憶効果で⊿τ を小さくするには、SMA の予歪の差で複合材に層間剪断応力（変形）を逆向きに誘起すればよい。層間剪断変形効果計算モデルを図4.3－15に示す。

SMA は収縮力しか発生できないので、予歪の差(ε p1－ε p2)で複合材に層間剪断応力を誘起させた場合、圧縮応力の発生を伴う。圧縮軸力の釣合から、

tc・Ec・ε eq－ts・Es ・(ε p1－ε eq－ε *) －ts・Es ・(ε p2－ε eq＋ε *)＝0 (3)



ts=SMA 板厚、tc=複合材板厚、Es=SMA ヤング率、Ec=複合材ヤング率

図4.3－15　層間剪断変形効果計算モデル

(3) 式から釣合点歪 ε eq を求めて、

$$\varepsilon\ eq = [1/\{1+(1/2)(tc/ts)(Ec/Es)\}] \times ((\varepsilon\ p1+\varepsilon\ p2)/2) \quad (4)$$

複合材に働く圧縮応力 σ x*は、

$$\sigma\ x^* = Ec \cdot \varepsilon\ eq \quad (5)$$

剪断力の釣合から、

$$ts \cdot Es \cdot (\varepsilon\ p1 - \varepsilon\ eq - \varepsilon^*) - ts \cdot Es \cdot (\varepsilon\ p2 - \varepsilon\ eq + \varepsilon^*) = 0 \quad (6)$$

整理して複合材の剪断変形 ε *を求めると、

$$2\ \varepsilon^* = \varepsilon\ p1 - \varepsilon\ p2 \quad (7)$$

複合材に誘起される層間剪断力 S は、

$$S = ts \cdot Es \cdot (2\ \varepsilon^*) = ts \cdot Es \cdot (\varepsilon\ p1 - \varepsilon\ p2) \quad (8)$$

SMA の予歪の差 ⊿ε p により複合材に誘起される層間剪断応力 τ *(⊿ε p)は、

$$\tau^*(\Delta\varepsilon\ p) = S/tc = [Es/\{(1/2)(tc/ts)\}] \times ((\varepsilon\ p1 - \varepsilon\ p2)/2) \quad (9)$$

いま、複合材 P3060 の積層板[±45/03/90/0]s について計算を進めると、圧縮応力によって τ／σ＝0.141 の層間剪断応力が発生する（表3.2－2参照）。従って、層間剥離進展に関わる正味層間剪断応力 τ zx*は、

$$\tau\ zx^* = \tau^*(\Delta\varepsilon\ p) - 0.141\ \sigma\ x^* \quad (10)$$

材料データ Ec＝92 GPa, Es＝55GPa を代入し、

$$k = \varepsilon\ p2 / \varepsilon\ p1 \quad (11)$$

とおいて、予歪比 k=0～1.0、板厚比 ts/tc=0～0.5、予歪 ε p1＝1％、2％の範囲で、(5) 式および (10) 式から形状記憶効果 σ x*と τ xz*を計算した。結果を表4.3－3および図4.3－16に示す。

表4.3－3　形状記憶効果の計算

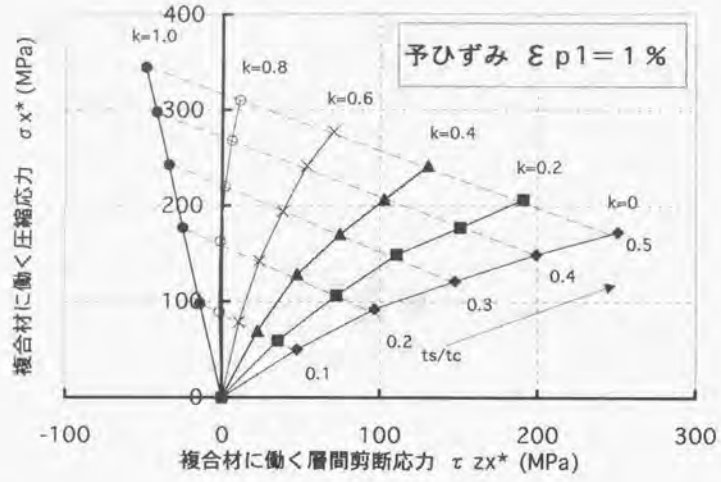
予ひずみ εp1＝1%

	k=0		k=0.2		k=0.4		k=0.6		k=0.8		k=1.0	
ts/tc	τ* (MPa)	σ* (MPa)	τ* (MPa)	σ* (MPa)	τ* (MPa)	σ* (MPa)	τ* (MPa)	σ* (MPa)	τ* (MPa)	σ* (MPa)	τ* (MPa)	σ* (MPa)
0.0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0.1	48	50	36	59	23	69	11	78	-1.5	89	-14	98
0.2	97	92	73	106	48	128	24	142	-1	163	-25	177
0.3	148	121	111	149	75	170	39	194	2	220	-34	243
0.4	199	149	151	177	103	206	54	241	6	268	-42	298
0.5	251	172	191	206	131	241	71	277	11	310	-49	345

予ひずみ εp1＝2%

	k=0		k=0.2		k=0.4		k=0.6		k=0.8		k=1.0	
ts/tc	τ* (MPa)	σ* (MPa)	τ* (MPa)	σ* (MPa)	τ* (MPa)	σ* (MPa)	τ* (MPa)	σ* (MPa)	τ* (MPa)	σ* (MPa)	τ* (MPa)	σ* (MPa)
0.0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0.1	96	99	71	121	47	135	22	156	-3	177	-28	197
0.2	195	177	146	213	97	248	48	284	-1	319	-50	356
0.3	296	241	223	291	150	340	77	390	4	440	-69	487
0.4	398	298	302	355	205	418	109	475	12	539	-84	596
0.5	501	348	382	411	262	482	142	553	22	621	-97	690

表中 τ*＝τ zx*　(10) 式で計算
　　σ*＝σ x*　(5) 式で計算



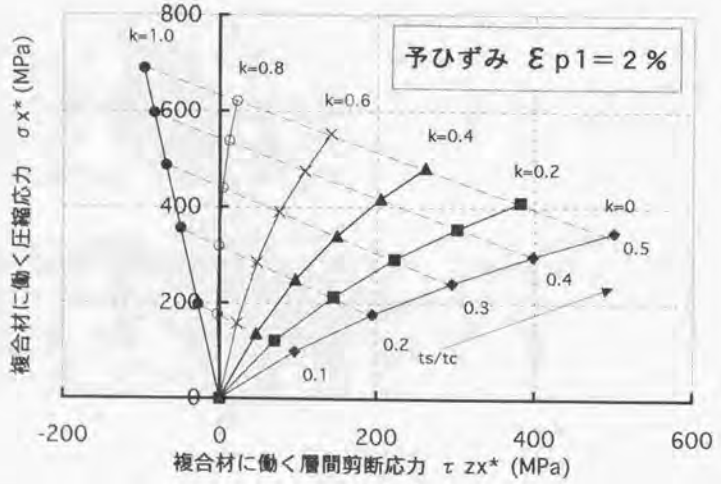


図４.３－16　形状記憶効果

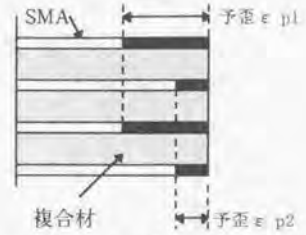


図４.３－17　積層構成と予歪分布

厚さ 26 μm の SMA 箔を右図のように交互に積層し(ts/tc=0.1)、予歪 εp1=1%、予歪比 k=0.2 を与えると複合材に層間剪断応力 τzx*=36Mpa を誘起することができる。この τzx*=36Mpa が層間剥離進展を抑止する効果を試算して見よう。

複合材 P3060 の積層板[±45/0₃/90/0]s に、圧縮静破壊応力(662MPa)の 65％の応力(430MPa)が引張～圧縮の両振(R=－1)で繰り返しかかる場合を考える。

層間剥離進展則は３.２項の（8A）式を使う。

$db/dN = 2.76\times10^{-13}\,(\Delta\tau\sqrt{b})^{8.01}$,　m/cycle　3.2 項（8A）

$\Delta\tau = f(b/D)\times(\tau_{max}-\tau_{min}) - \tau_{th}$　3.2 項（3A）

$f(b/D) = 1.06 - 0.127\times(b/D)$,　ただし b／D＞0.47　3.2 項（12）

ここで、外荷重応力 σ＝±430MPa,

τ / σ＝0.141 であるから、τ max＝＋60.6MPa, τ min＝－60.6MPa ,

τ th＝35.8MPa, 孔径 D＝4.8mm

SMA を圧縮応力がかかる時だけ加熱して形状記憶効果 τzx*=36MPa を発揮させ、引張応力がかかる時は発揮させない工夫をすれば、

τ max＝60.6MPa

τ min＝－60.6MPa ＋ 36MPa ＝－24.6Mpa

となり、外荷重に対応する応力振幅比 R=－１が、内部正味応力振幅比では R=－24.6MPa/60.6Mpa=－０.４に軽減される。

層間剥離の初期値を bo=４ mm として、形状記憶効果がある場合とない場合とにつき層間剥離の進展を計算した。比較図を図４.３－18 に示す。図４.３－14 に示されているが、SMA に加熱して収縮を繰り返すと発生力が鈍化する。計算では 9,000 回は使用に耐えるとして N=15,000～24,000 の間、形状記憶効果を発揮できるとした。厚さ 26 μm の TiNi 合金箔を使用した形状記憶効果の試算であるが、層間剥離の進展抑止機能は十分である。

しかし、現在の技術では実現が難しい技術要素が多々あり、技術開発が必要である。図4.3－19に実現のために必要な研究開発内容とそれをブレークスルーする技術手法を示す。

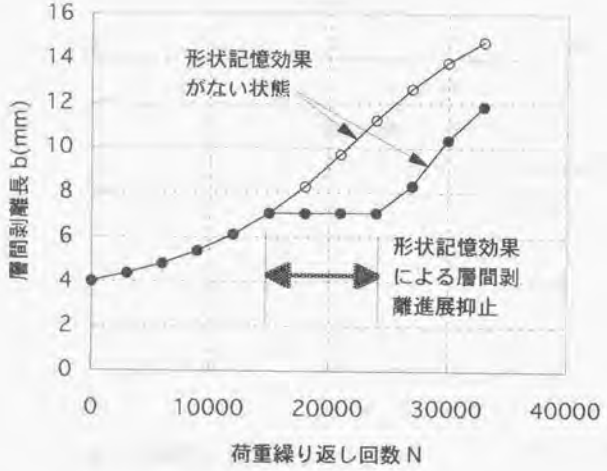


図4.3－18　形状記憶効果による層間剥離進展抑止の試算

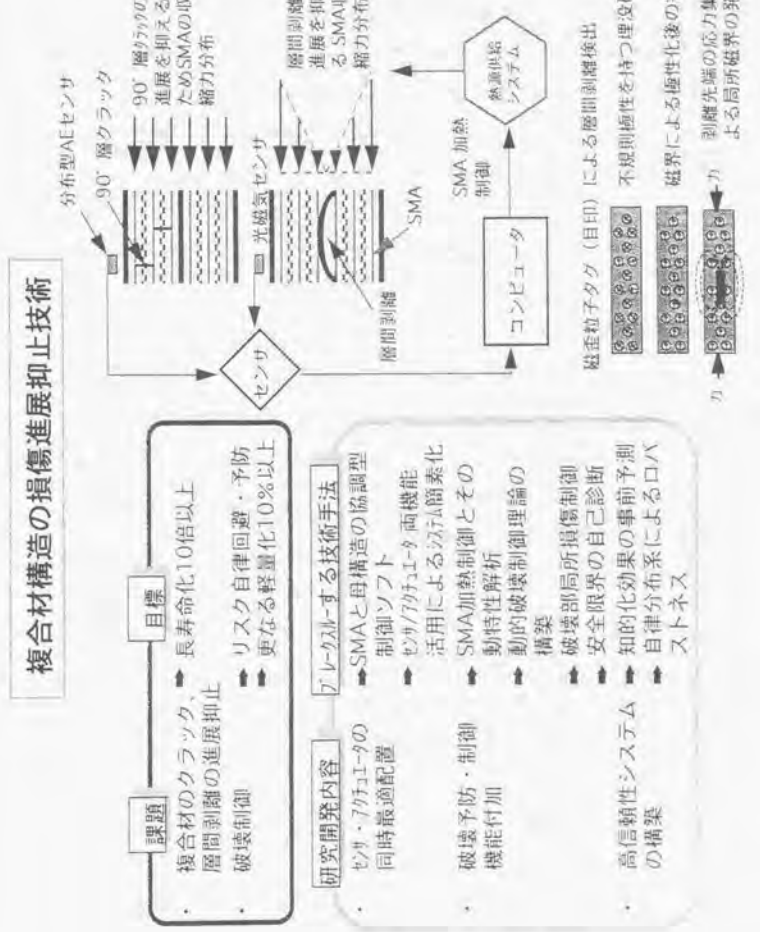


図4.3－19　損傷進展抑止技術に必要な研究開発

4.4　知的化の効果

知的構造システムは、損傷発見を前提とせず損傷の進展を許容しない従来の複合材構造の設計を脱却して、損傷を発見でき損傷の進展を許容できる設計を可能とする。これが知的化の最大の効果であろう。ここでは、期待できる具体的な知的化の効果として、マトリックス・クラックが発生し始める荷重（敷居値）の増大やCAI設計許容値の改善により得られるより一層の軽量化、ヘルスモニタリングおよび損傷進展抑止により一段と改善が図られる構造の健全性向上（故障率低減、安全確保）や運用コスト削減について述べる。

（1）設計許容値改善による軽量化

4.3.3項（2）(a)で検討したが、マトリックス・クラックが発生し始める荷重（敷居値）を形状記憶効果により増大することができる。その効果は、従来、引張設計許容歪を3,500 μ m／mに抑えていたが、厚さ26 μ mのSMA箔を挿入することにより4,570 μ m／m（1.31倍）に、56 μ mの箔を使えば5,430 μ m／m（1.55倍）に高めることができる。この許容値の改善がどの程度軽量化につながるか、総重量350トン級のスペースプレーンを例にとって計算する。

主翼重量に及ぼす設計許容値の感度解析[1]から、

$$\partial(Ww/W_G)/\partial(X/X^*) = -0.0185 \qquad (1)$$

ここで、　Ww：主翼重量

W_G：航空機の総重量

X_2：新しい設計許容値

X^*：従来の設計許容値

(1)式の導出をAppendix (2) に示す。

民間旅客機タイプの航空機では、従来、全構造重量（Ws）に対して、

$$Ww/Ws = 1/3, \quad Ws/W_G = 0.3$$

尾翼や胴体構造にも（1）式の感度ファクタ（sensitivity factor）が使えるとして、

$$\partial(Ws/Ws^*)/\partial(X/X^*) = \partial(Ww/W_G)/\partial(X/X^*) \times (Ws/Ww) \times (W_G/Ws)$$
$$= (-0.0185) \times (3) \times (1/0.3) = -0.185 \qquad (2)$$

引張許容値の改善であるので、圧縮部材には効かないとして（2）式の半分とすると、全構造重量に対する感度ファクタは、

$$\partial(Ws/Ws^*)/\partial(X/X^*) = -0.09 \qquad (3)$$

となる。（3）式を使って、上記許容歪改善による構造重量軽減量を見積もった。結果を次表に示す。１０％強の重量軽減が図れる。

表４.４－１　ﾏﾄﾘｯｸｽ・ｸﾗｯｸ発生許容歪改善による軽量効果

SMA箔厚さ	ﾏﾄﾘｯｸｽ・ｸﾗｯｸ発生許容歪 (X)	X/X*	構造重量軽減量 (⊿ Ws/Ws*)
26 μ m (2ts/tc=0.2)	4,570 μ m/m	1.31	**１２％**
52 μ m (2ts/tc=0.4)	5,430 μ m/m	1.55	**１４％**

（注）$X^* = 3{,}500\ \mu$ m/m，2ts/tcは母材(複合材)に対するSMAの板厚比

次に、衝撃圧縮強度CAIの設計許容値改善による軽量化効果を検討する。CAI許容値の現状については、2.2項で述べた。現在、CAI許容値は停留値以下に抑えられていて、傷のない静圧縮強度に対して、P3060で16%、P2190で25%である。図4.4－1に示すが、これは有孔圧縮強度が40%程度あるのに対して極めて低い。複合材は異物の衝撃を受けると、層間剥離が起こり圧縮強度が下がる。層間剥離は複合材の内部に発生する損傷であり、外部検査では見つけることが難しい。従って、許容値を上げるためには、衝撃損傷として発生する層間剥離を確実に検知し、破壊を防止するヘルスモニタリング技術が必須となる。検知しなければならない層間剥離の大きさは、10～30mmと比較的大きいので、検出精度が極めて高いセンシング・システムは必要ないであろう。

CAIで決まる設計許容値レベルを、試験平均値に対する強度低下率で表わして、現CAI許容値25%から①39%、②56%、③80%に上げた３ケースについて構造重量軽減量を計算する。①は、図4.4－1に示す圧縮強度レベルの有孔

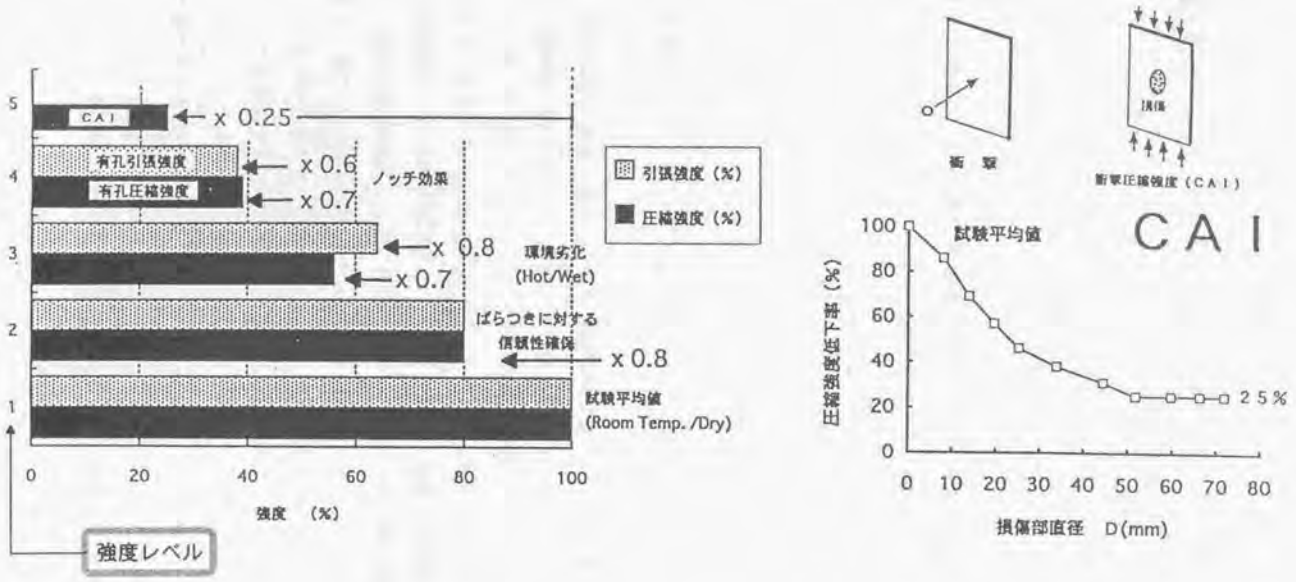
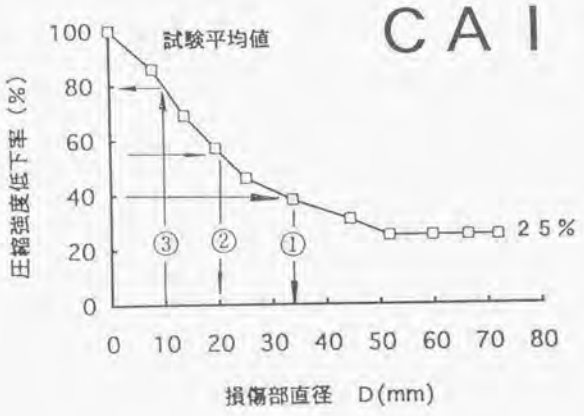


図４.４－１　複合材の設計許容値設定レベル



	設計許容値の引き上げ	圧縮強度低下率	検知センサに対する要求＊
①	レベル５→４（有孔圧縮がクリチカル）	→ ３９％ →	D＝３３mm
②	レベル４→３（Hot/Wetがクリチカル）	→ ５６％ →	D＝２０mm
③	ＣＡＩナット・クリチカル	← ８０％ ←	D＝１０mm

＊必ず検知できる損傷の大きさ

もっと低コスト材を使用する

図４.４－２　CAI 許容値の引き上げと検知センサに対する要求

圧縮強度（レベル４）、②は Hot/Wet 環境劣化を考慮した強度（レベル３）、③はばらつきに対する信頼性を確保した強度（レベル２）の高さまで、CAI 許容値を引き上げることを意味している。この時、必ず検知しなければならない層間剥離の大きさを検知センサに対する要求として図４.４－２に示した。①の場合直径 D=33mm、②の場合 D=20mm、③の場合 D=10mm の層間剥離を確実に検知しなければならない。

全構造部材にわたって CAI が標定（sensitive）であれば（2）式が使えるが、圧縮標定部材は全構造の半分、しかも、そのうち CAI 標定となるのは主翼と尾翼だけと考えて、全構造重量に対する感度ファクタは（3）式の 1／2 とした。

$$\partial(Ws/Ws^*) / \partial(X/X^*) = -0.045 \qquad (4)$$

計算結果を表４.４－２に示す。この場合も１０％程度の重量軽減が図れる。

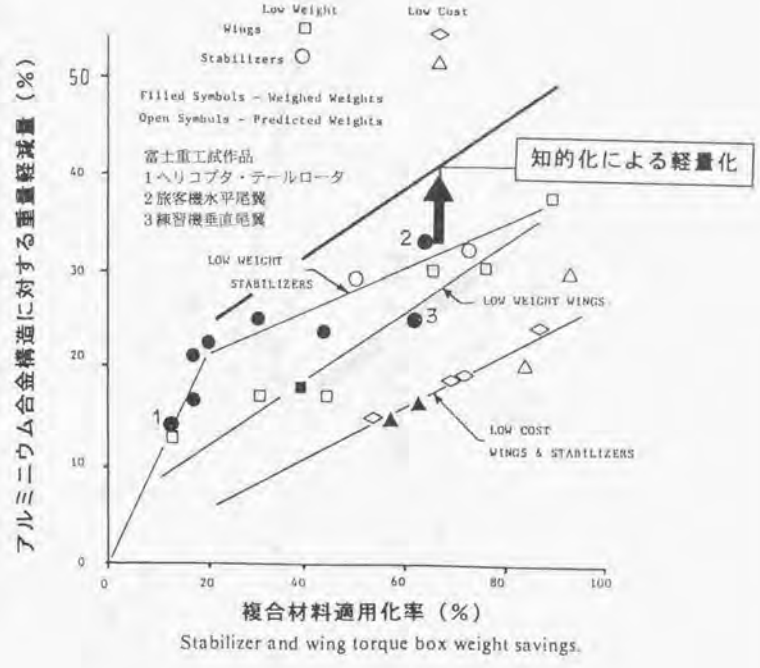
表４.４－２　CAI許容値改善による軽量効果

必ず予知できる層間剥離大きさ	試験平均値に対する CAI 設計許容値 (X)	X/X^*	構造重量軽減量 ($\Delta Ws/Ws^*$)
D=33mm	３９％	1.56	**７％**
D=20mm	５６％	2.24	**１０％**
D=10mm	８０％	3.20	**１４％**

（注）$X^* = 25\%$，D は層間剥離の直径

図４.４－3(a) に示すこれまでの軽量化実績データから分かる通り、複合材構造は従来の設計基準でも、アルミニウム合金構造に比べ 20～30％軽量化できた。知的化を行って、設計許容値の引き上げなど設計基準を改善することにより、更に＋10％程度の軽量化を達成することができる。これを図４.４－３(a) の従来の設計基準による軽量化実績に上乗せすると、一番上の軽量化可能線を得る。同線は、知的化により、複合材構造をアルミニウム合金構造に比べ 50％程度軽くできることを示し、現在計画されている超音速旅客機やスペースプレーンの実現に必須である超軽量構造の可能性を示唆している。

また、ヘルスモニタリングにより直径 10mm の層間剥離を検知できることは、残留強度の低下を 80％程度に抑えることができ、飛躍的な改善を図ることができる。これは、アルミニウム合金に対して 2524-T3 のような新しい高破壊靱性合金（Damage Tolerant Alloy）を開発して残留強度の改善を図った知恵と努力に匹敵する。その歴史的意義を図４.４－３(b) に示す。



Stabilizer and wing torque box weight savings.

図４.４－３(a)　知的化による軽量化効果

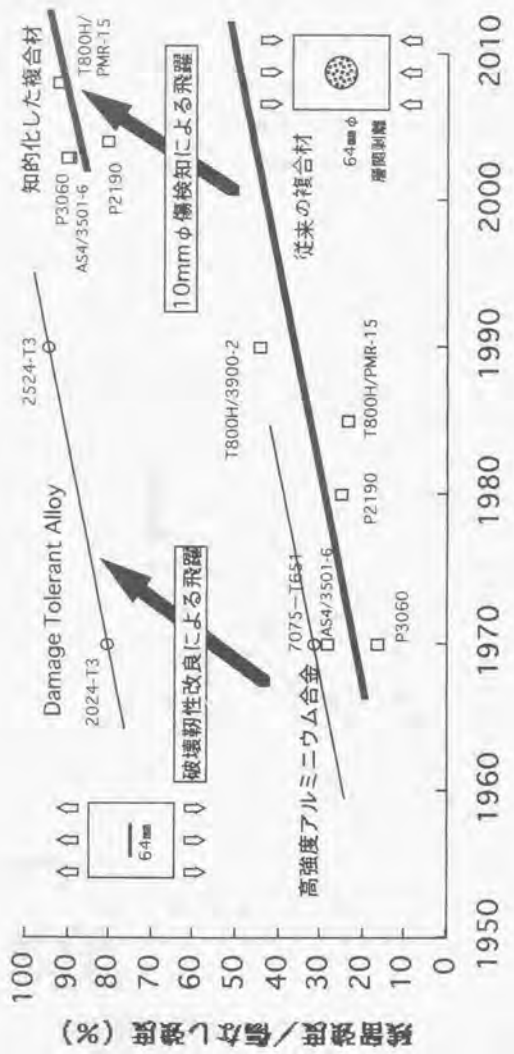


図４.４－３(b)　知的化による複合材残留強度の飛躍的改善

知的化のためにセンサやアクチュエータを埋め込むと、複合材料（母材）とセンサ或いはアクチュエータとの合成材の密度が大きくなり、軽量化効果を打ち消してしまう可能性がある。また、合成材の剛性が母材より低下する可能性もある。細い光ファイバーをセンサとして埋め込む場合は使用量が少ないので、この可能性は低いと考えられる。しかし、母材に比べ密度が大きく、また、剛性も低い形状記憶合金SMAをアクチュエータとして層間に挿入する場合には、この可能性があるで、ここに検討を加え知的化の課題として提示する。

複合材料（母材）として,密度 1.6g/㎤、ヤング率 92GPa の樹脂系複合材料（CF/Epoxy）、密度 2.84g/㎤、ヤング率 217GPa のアルミニウム合金マトリックス複合材料（SiC/Al）と密度 3.86g／㎤、ヤング率 227GPa のチタニウム合金マトリックス複合材料（SiC/Ti）の３種類について検討する。比重の大小、剛性の高低でSMA挿入による影響度が変わると考えられるからである。SMAの特性は、比重6.5、ヤング率55Gpaを使用する。

合成材と母材との密度比と剛性比は、次式で表わされる。

密度比　$\rho^*/\rho_c = [1+(\rho_s/\rho_c)(2ts/tc)] \ / \ [1+(2ts/tc)]$

剛性比　$E^*/E_c = [1+(Es/Ec)(2ts/tc)] \ / \ [1+(2ts/tc)]$

ここで、ρ^*=合成材の密度、ρ_c=母材の密度、ρ_s=SMAの密度

E^*=合成材のヤング率、E_c=母材のヤング率、E_s=SMAのヤング率

tc=母材の板厚、2ts=SMAの板厚

板厚比 2ts/tc=0.01～1.0 に対する密度比 ρ^*/ρ_c と剛性比 E^*/E_c を計算して、図４.４－４及び表４.４－３に示す。

密度比は 2ts/tc=0.02 の場合、CF/Epoxy が 1.06、SiC/Al が 1.025、SiC/Ti が 1.013 である。2ts/tc=0.1 になると、各々1.278、1.117、1.062 である。SMAの形状記憶効果による軽量化が１０％強であることを考えると、SMA の挿入量（2ts/tc）を数%に抑えたところで設計を行わないと軽量化効果が相殺されてしまう。また、密度が低い樹脂系複合材料は、密度の高い金属系複合材料に比べ、SMA 挿入量が少ないところで相殺を受けてしまう。その意味で、SMA アクチュエータの適用効果は、金属系複合材料の方が発揮しやすい。

剛性比は 2ts/tc=0.06 で 0.924、0.958、0.957 である。SMA の剛性が低いので、母材の剛性値から数%低下することは否めない。

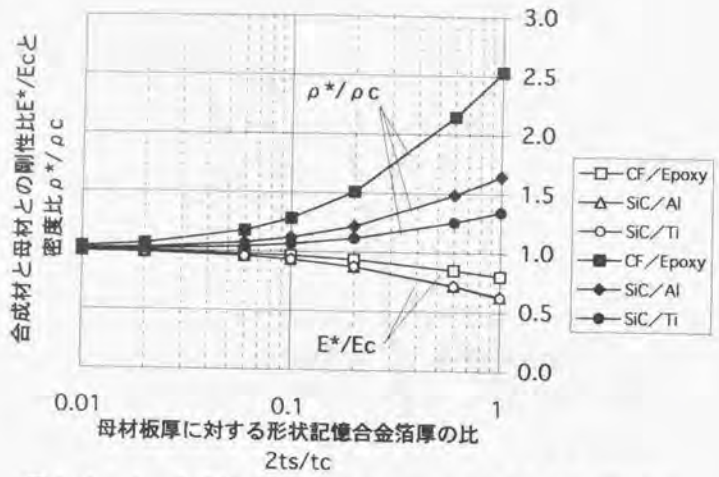


図4.4－4　合成材の密度比と剛性比 vs SMA 挿入量(2ts/tc)

表4.4－3　SMA 挿入が剛性と密度に与える影響

ε p/ ε eq = 1+1/[(Es/Ec)(2ts/tc)]
E*/Ec = [1+(Es/Ec)(2ts/tc)]/[1+(2ts/tc)]
ρ*/ρc=[1+(ρs/ρc)(2ts/tc)]/[1+(2ts/tc)]

SMAの特性：Es=55GPa, ρs=6.5g/㎤

（1）母材の特性

	CF/Epoxy	SiC/Al	SiC/Ti
Ec (GPa)	92	217	227
ρc (g/㎤)	1.6	2.84	3.86
Es/Ec	0.60	0.25	0.24
ρs/ρc	4.06	2.29	1.68

	（2）剛性への影響E*/Ec			（3）密度への影響ρ*/ρc		
2ts/tc	CF/Epoxy	SiC/Al	SiC/Ti	CF/Epoxy	SiC/Al	SiC/Ti
0.01	0.996	0.993	0.992	1.030	1.013	1.007
0.02	0.992	0.985	0.985	1.060	1.025	1.013
0.06	0.977	0.958	0.957	1.173	1.073	1.038
0.1	0.964	0.932	0.931	1.278	1.117	1.062
0.2	0.933	0.875	0.873	1.510	1.215	1.113
0.6	0.850	0.719	0.715	2.148	1.484	1.255
1	0.800	0.625	0.620	2.530	1.645	1.340

（2）故障率低減と飛行安全確保

航空機構造の故障率の時間的変化も、図4.4－5に示すように機械同様、手直しや慣らし運転を行うことによって故障率が下がる初期故障期間、ほぼ一定の故障率が長く続く偶発故障期間、故障率が増加する摩耗故障期間とバスタブ曲線を描く。故障率を下げるため現在とられている対策を図中下段に示すが、手直しや設計変更を除けば、外部検査手法による使用前検査、運用中の定期検査、定期的部品交換・修理が主である。地上でしかできず、常時でなく定期的にしかできない、また、構造材料の内部の様子までは分からない外部検査と部品交換・修理に頼っている。

知的化して、ヘルスモニタリングと損傷進展抑止を行えば、更に故障率が下がり飛行の安全を確保できる。

初期故障期間（Initial Failure Period）：ヘルスモニタリングを適用して、製造時の不具合や設計ミスを早く自己検知して対策をとる。

偶発故障期間（Unexpected Failure Period）：ヘルスモニタリングを適用して、材料内部深く静かに進行するマトリックス・クラックの発生・増加・安定期（4.3.3 項参照）をモニタする。また、損傷進展抑止（勝手に、Smart Damage Control と名付けた）を適用して、突風の様に偶発的に発生する過大外荷重による損傷に対して危険度の自己診断とその後の損傷拡大防止を行う。

摩耗故障期間（Fatigue Failure Period）：この期間になると損傷進展の速度が早くなり故障率が急激に高くなる。この時期、故障率を下げるためにヘルスモニタリングが非常に効果である。検査回数と発見可能な損傷のサイズが、航空機構造の故障率（図では破壊確率）低下にどの程度役立つかを図4.4－6[3]および図4.4－7、図4.4－8に示す。図では、5,000 飛行時間経った頃から摩耗故障期間に入り、破壊確率が急激に高くなっている。検査回数 N が2回（5,000 飛行時間間隔で検査）では破壊確率の低下は少ないが、14回（1,000 時間間隔の検査）を行うと破壊確率の低下が非常に大きい。ヘルスモニタリング・システムでは常時検査できるので、破壊確率を極めて小さくできる。また、発見可能な損傷サイズが 10mm 以下になると破壊確率が大幅に低下し、1mm～

2mm 以下にできると破壊確率が極めて小さくなる。さらに進んだ知的化として、損傷進展抑止を適用した寿命延長（図 4.3－17 参照）や安全寿命限界の自己診断を行う。

知的構造システムの魅力は、現状対策の盲点であり現在の技術ではできない材料の内部損傷発見と飛行中地上駐機中を問わない常時モニタが可能になることである。ヘルスモニタリングによって、飛行中も常時モニタができ損傷の自己検知、危険度の自己診断ができることは、航空機の運用整備体制の大幅な省力化につながることも見逃せない。図４．４－９[4]に比較を示すが、従来からの運用整備体制では、定期的に行われる修理の間に何回かの地上検査を入れて、損傷発生の有無を調べる必要があった。ヘルスモニタリングは、この地上検査を除くことができる。これにより，運用コストの 20％程度の削減が期待できる[2]。また、従来の運用　整備体制ではできなかった飛行中点検が可能となり、より完璧な検査システムとなる。

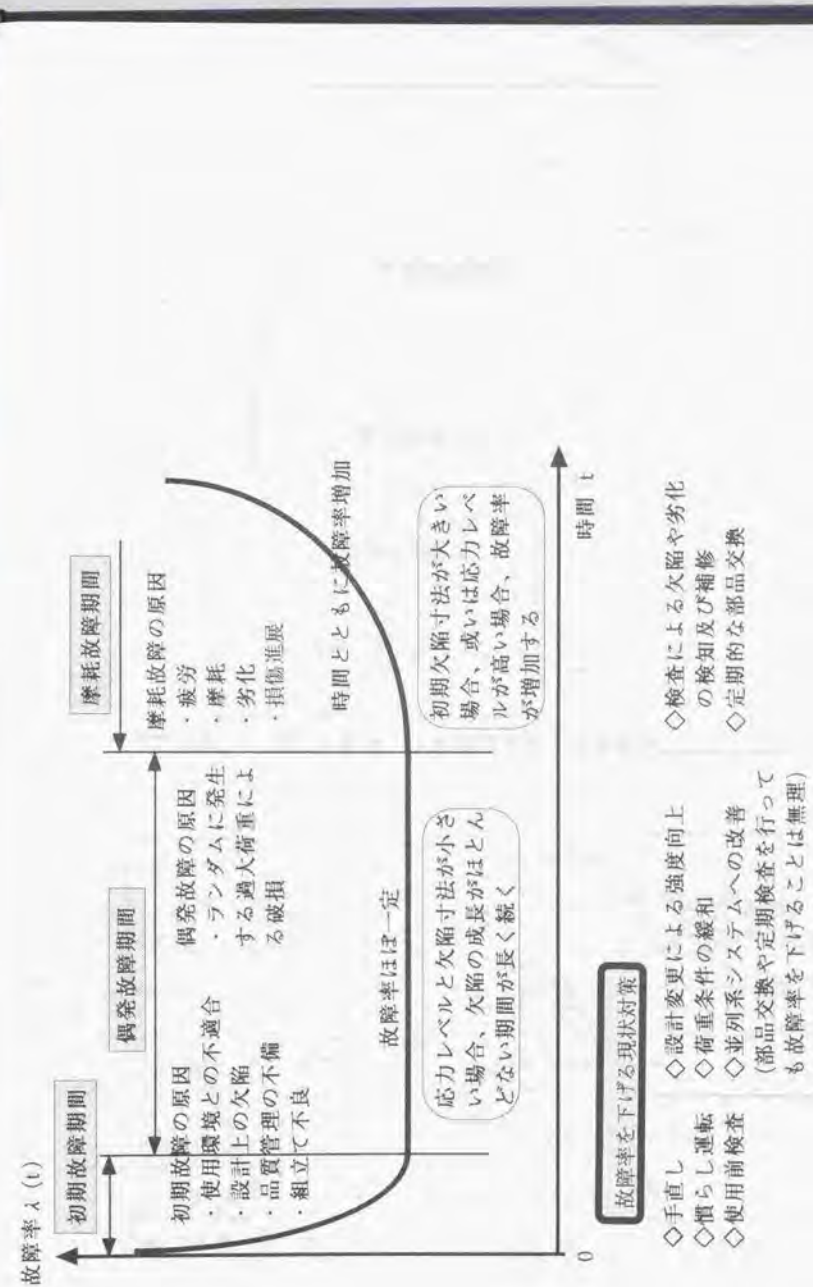
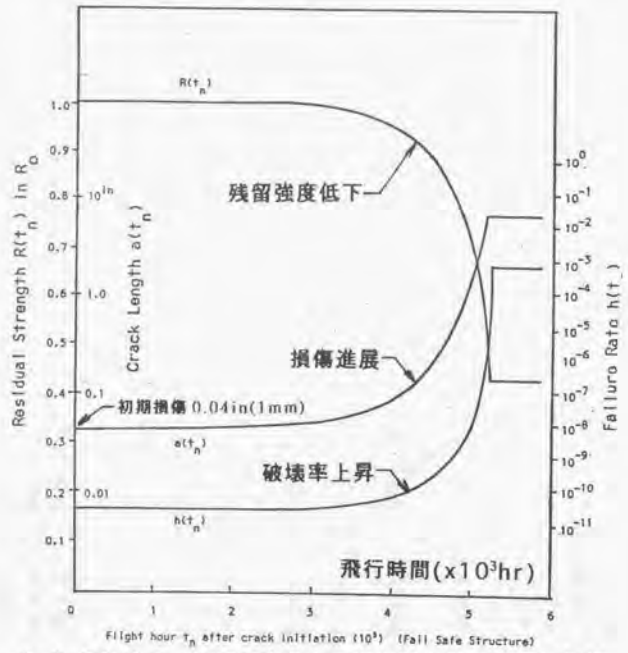
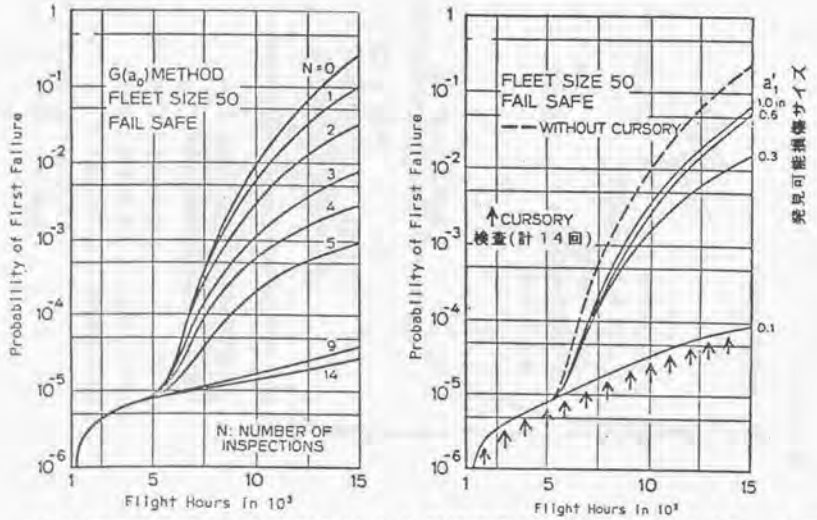


図４．４－５　故障率バスタブ曲線と故障率低減現状対策



（a）損傷進展、残留強度低下、破壊率上昇 vs 飛行時間



（b）破壊確率低減 vs 検査回数増　（c）破壊確率低減 vs 発見可能損傷サイズ減少

図4.4－6[3)]　検査回数及び発見可能損傷サイズによる破壊確率低減

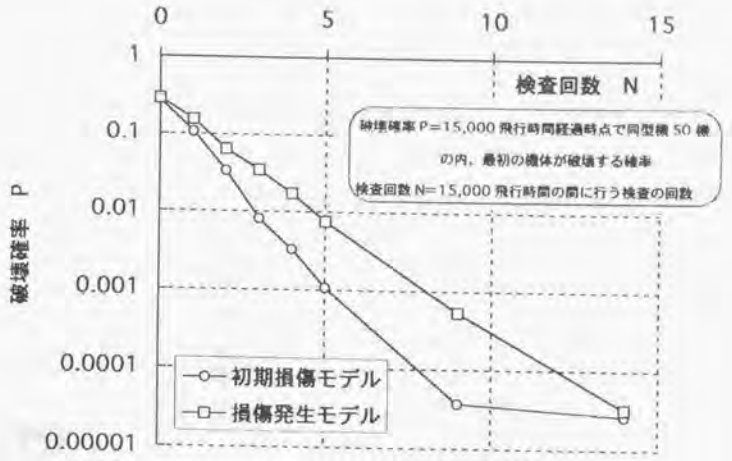


図4.4－7　検査回数増による破壊確率低減

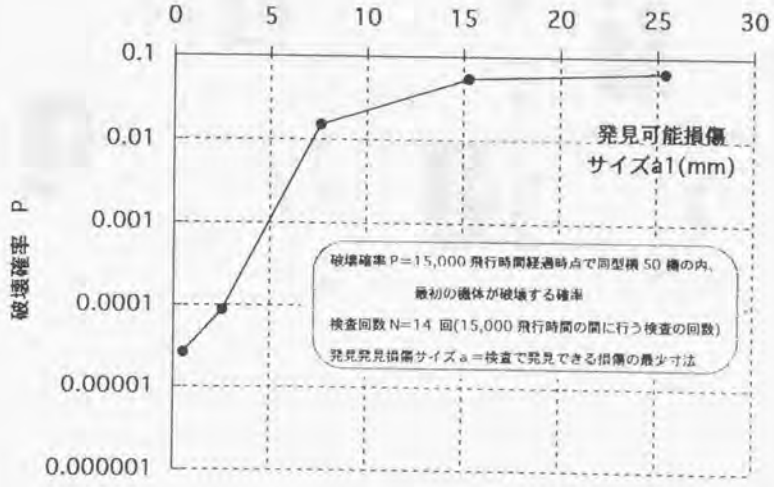


図4.4－8　発見可能損傷サイズの減少による破壊確率低減

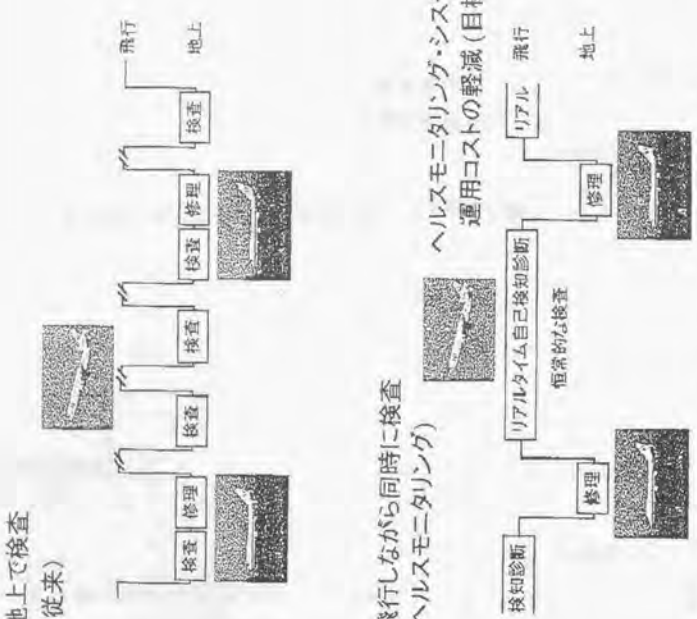


図4.4－9[4] 飛行中自己点検による運用コスト削減

4.5 第4章まとめ

新耐損傷設計基準は、損傷の大きさと損傷進展速度および残留強度との関係を定量的に解析できる。その新耐損傷設計基準の応用により、積極的な軽量化および安全向上策がとれる知的構造について、筆者は、その設計概念の具体化（1）と損傷を許容できることによる効果の算定（2）を行った。

（1）外部検査では発見が難しい内部損傷を光ファイバ等のセンサを内蔵して自己検知させる知的構造、更に形状記憶合金アクチュエータを内蔵して層間剥離の進展を自己抑止する知的構造について、具体的設計解析を踏まえて、知的構造の設計概念を具体化した。

（2）マトリックス・クラック発生荷重増大や衝撃圧縮強度向上など知的化による設計許容値改善がもたらすより一層の軽量効果について算定した。また、ヘルスモニタリングおよび損傷進展抑止により一段と改善できる構造の健全性（故障率低減、安全確保）や運用コスト削減について、知的化の効果を示した。

ただし、複合材構造にとって、知的化は利点ばかりを享受できるわけではない。損傷発生を検知するため光ファイバーを層間に埋め込むとき、光ファイバーの径が太いと返って余計な欠陥を作ってしまう。また、密度の高いSMAをアクチュエータとして多量に挿入すると軽量効果を相殺してしまう。この軽量効果相殺について、筆者は、具体的な計算を加え知的化の課題として提示した。

第５章　結論

５.１　本研究の成果

（１）新しい耐損傷設計基準案の作成

現在計画されている超音速旅客機やスペースプレーンの実現には、５０％以上の軽量化が必須で現技術を遥かに超える超軽量構造が必要となる。

また、航空機は２０年あるいは３０年の運用寿命を想定して設計されている。しかし、最近、この設計運用寿命を超えて使用される延命機が増加した。

航空機複合材構造の現設計基準では、これら超軽量構造の実現や延命機の安全評価ができない。損傷の発生・進展を許容する設計概念（Growth Concept）と内部損傷を検知する概念（Detectable Concept）が設計基準に盛り込まれていないからである。筆者は本研究において、この両概念を盛り込んだ新しい複合材構造設計基準を作成した（３.３項）。その概要を現設計基準と対比する形で図５.１－１に示す。損傷の種類・大きさ・位置から破壊強度を求める（損傷根拠型）耐損傷設計基準の新作が、本研究の主たる新規性である。

新しい設計概念に基づく構造、例えば知的構造システムの構築には、複合材料、センサ、アクチュエータなど器材に関する新技術が大切なことは勿論であるが、システム作りの考え方の基本である新しい設計方針／基準（Design Principles and Criteria）の策定こそ最重要と言う指摘がある。[1]　筆者が新しく作成した耐損傷設計基準の骨子を、設計方針と設計基準の観点でまとめ、以下に示す。

(a)設計方針（Design Principles）

損傷に対する設計方針は、次の対比概念の選択によって決まる。

・損傷進展の許容／禁止（growth or no-growth）

・損傷の発見／非発見（detectable or undetectable）

・耐損傷構造の選択

図５.１－２を使って、新しい耐損傷設計基準が従来の設計基準と大きく異なる点を明確にする。　横軸に損傷進展を許容するかしないか、縦軸に内部損傷の発見（自己検知）を前提とするかしないかを取っている。セーフ・ライフ設計からフェール・セーフ設計へ、更に耐損傷設計へと進歩した第３象限が従来の設計基準でカバーできる領域である。新しい耐損傷設計基準は、第３象限を含め第４象限と第１象限をカバーする。

第４象限は、直ちには破壊につながらない損傷を許容する設計で、損傷進展許容構造である。疲労寿命のように実験あるいは解析によって寿命を決めることができ、安全に使用できる期間を予め設定できる構造が対象である。強度劣化が非常に微細なメカニズムによって起こり、センサを内蔵しても検知が難しいため、内部損傷検知を前提としない。一方、最近の民間旅客機では、容易に目視発見が可能な損傷（Easily visible damage）を、発見次第直ちに修理することを前提に許容し、修理までの期間は制限荷重（終極荷重ではない）あるいは安全飛行継続荷重（Continued safe life load）に耐荷する設計を行っている。[2]　これは、従来の設計基準から第４象限側へ一歩前進した設計概念である。

第１象限は、外部損傷はもちろん内部損傷も自己検知し、積極的に損傷の進展を許容あるいは抑止する設計で、知的構造（Smart Structure）の領域である。センサを使って内部損傷の自己検知、アクチュエータを使って損傷の進展を抑止する。

実際の設計において選択される構造様式は、設計方針の違いにより図５.１－３に示す損傷を進展させない構造、損傷進展許容構造、知的構造の３種に分類できる。

(b)設計基準（Design Criteria）

損傷が発生し進展して残留強度が低下する。その過程を定量的に解析する次の基準を策定した。

・損傷の大きさと位置；初期損傷モデルと損傷発生モデル（pre existing damage model & damage initiation model）

・損傷進展解析法

・残留強度解析法

複合材構造の製造時、一番損傷が発生しやすのは、孔あけ加工である。孔あけ加工により発生する孔周りの傷は、樹脂の欠損であるチップアウト、ドリルの先が出る側の層間剥離、孔経のオーバーサイズの順に発生頻度が高い。これらの傷の中には、検査で見つけることができず初期損傷として機体に残ったまま運用に入るものがある。その初期損傷(pre-existing damage)の大きさと位置を規定した（3.3.1(1)項）。

製造時にはないが、運用に入り荷重が繰り返しかかるとマトリックス・クラックが発生する。荷重の繰り返し回数が増えるに伴いマトリックス・クラックが増加してクラック間隔が狭くなる。やがて、その間隔が均一になると内部応力が釣合のとれた安定した損傷状態となり、マトリックス・クラックの増加が止まる。しかし、その後マトリックス・クラックが起点となって、層間剥離が発生し進展する。マトリックス・クラックだけの状態では強度低下は大きくないが、層間剥離が進展すると大きく強度が低下する。その損傷発生モデル(damage initiation model)を明確にした（3.3.1(2)項）。

層間剥離進展解析法と圧縮座屈強度解析法について一案を提示した。その中で、実験値との検証結果に基づき実験値との一致度を良くするために層間剪断応力補正係数が必要なこと、樹脂の粘り強さ（架橋効果）を端末支持条件係数で評価する方法などを示した（3.3.1(3),(4)項）。

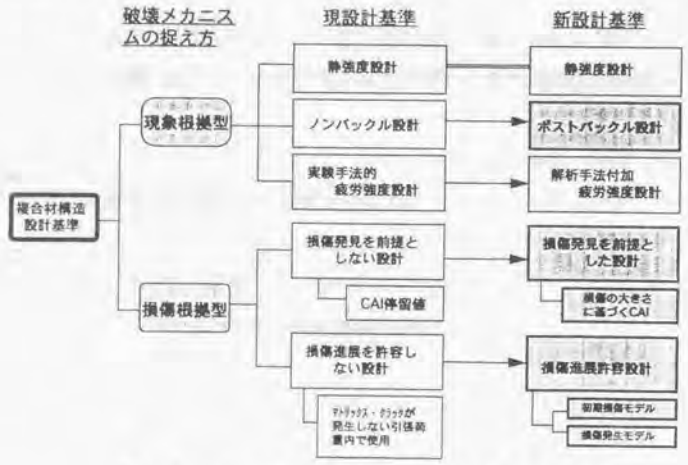


図５．１－１　現設計基準と新設計基準との対比

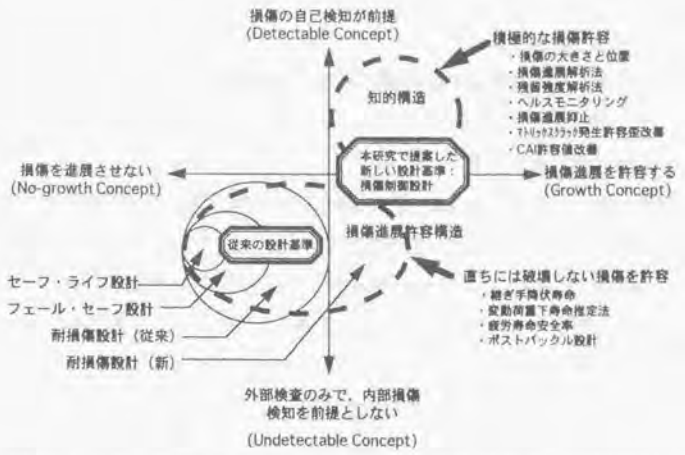


図５．１－２　従来の複合材構造設計基準と新設計基準との比較
（図 1.2-4 に追記して再掲）

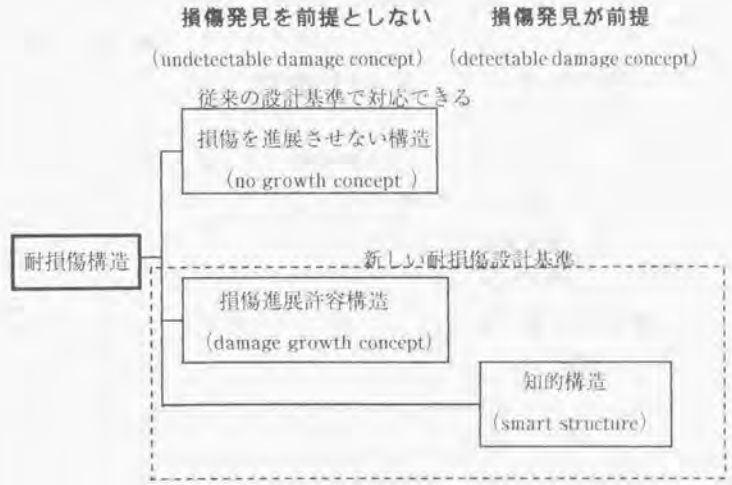


図５．１－３　複合材耐損傷構造の分類（図 3.3－7 を再掲）

（２）その他の成果

新しい設計基準を作成する動機となった技術課題について、検討成果を整理する。

（ａ）設計許容値の改善

損傷の発生や進展、損傷が大きくなった時の残留強度などに対する設計基準が明確でなかったため、幾つかの設計許容値に超えることができない敷居値（threshold）があった。これらの敷居値を超える設計許容値に改善して、複合材構造を更に軽量化することも本研究の目的の一つであった。敷居値を超えるための設計基準を検討し、軽量化の目処を付けた項目を次に示す。

・ポストバックル設計の可能性（2.4(5)項）
・CAIの見直し（3.1(3)項）
・知的化によるマトリックス・クラック発生許容歪の改善
（4.3.3(2)(a)項および4.4(1)項）
・知的化によるCAI許容値の改善（4.4(1)項）

後３項目については、軽量化効果を定量的に詰めた。CAIの見直しでは、タフレジンの複合材を用いれば７％ほどの軽量化になる。後２項目の知的化による許容値の改善は、更に＋１０％程度の軽量化をもたらす。

（ｂ）解析法の改善

次の３解析方法について、実験結果との比較を通して改善を加えた。

・変動荷重下寿命推定法（2.3.4項）
・損傷進展解析法（3.2.4(2)項）
・残留強度解法（3.2.4(3)項）

金属材料の変動荷重下寿命推定によく用いられるマイナー則を複合材に適用すると、実験値に比べ6.4倍も長い寿命を与えてしまう。LRSRFM（Linear Residual Strength Reduction Fatigue Model）法では、2.9倍と多少見積もり精度が良くなるが、まだまだ物足りない。

層間剪断応力レンジ$\Delta\tau$が層間剥離長さｂに依存して変化すると考えて、元式を改善する事により、進展の頭打ち現象も説明できる精度の良い解析式を導いた。

剥離した層がオイラー座屈を起こすとして残留強度を計算できる。しかも、端末支持条件係数ｋを使い分けることによって、複合材料の樹脂の粘り強さ（繊維の架橋効果）を説明できる。

（ｃ）複合材料が持つ耐損傷性の定量的再評価

本研究において、多種多量の実験データを分析した。その分析を通して、アルミニウム合金など金属材料に比べ、複合材料が持つ優れた耐損傷性の一面を知ることができた。その点を次に示す。

・剥離が進展しない限界値の高さ（3.2.3(2)項）
・ファスナー荷重の伝達がない円孔部の疲労強度強さ（2.3.5(1)項）
・ファスナー荷重の伝達がない円孔周辺部の層間剥離進展寿命強さ（3.2.5項）

層間剥離が進展しない荷重レベルの限界は、P3060が静破壊圧縮強度の38％以下、P2190が54％以下、APC-2が39％以下である。これはアルミニウム合金の亀裂が進展しない限界がせいぜい10％程度以下であるのに比べると、非常に高い荷重レベルである。

ファスナー荷重の伝達がない複合材円孔部の疲労寿命と層間剥離寿命は、実機の荷重頻度から要求される寿命と比較して、余裕があり設計上問題にならない。この点もアルミニウム合金など金属材料の場合と違い、複合材料が優れる一面である。ただし、ファスナ荷重の伝達があると金属材料と同様、寿命が短くなり注意深い設計が必須となる。

5.2　今後の研究課題

今後更に成果を充実させるために、改善、解明・実証、理論構築、知的化方法の具体化が必要な研究課題を以下にまとめる。

（1）変動荷重下での疲労寿命解析法の改善（2.3.1項）

試験値に対し6.4倍も長い寿命を与えるマイナー則に比べ、LRSRFM法は2.9倍と多少見積もり精度が良くなっているが、まだ十分とはいえない。更に精度を上げる研究が必要である。

（2）ファスナー継ぎ手の疲労寿命に与える締め付けトルクの影響（2.3.3(4)項）

当方の試験結果では、締め付けトルクを7.8Nmから22～27Nmに大きくすると寿命が約1/20に短くなった。他文献データでは、トルクを2.9Nmから11.8Nmに大きくすると寿命が約10倍長くなっている。しかし、トルクを大きくすればするほど寿命が伸びるとも考えられない。下図のように、寿命を最長にする最適トルク値が存在すると予想を立てているが、試験での確認が必要である。

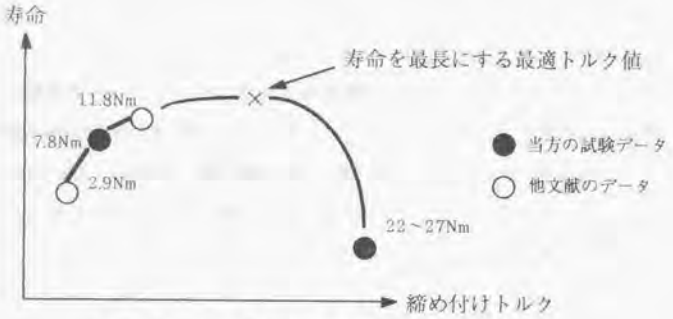


図5.2－1　最適トルク値の存在予想

（3）層間剥離進展に与えるファスナ荷重の影響（3.2.5項）

ファスナ継ぎ手と円孔との疲労寿命の差から類推して、円孔周辺部の層間剥離の進展も、ファスナーからの伝達荷重があると厳しくなると考えた。実験による裏付けが必要である。

（4）破壊に至る全過程を検知できるヘルスモニタリング（1.3.3(1)項）

複合材料は、マトリックス・クラックの発生・増加・安定期、更に、層間剥離、繊維破断と非常に複雑な損傷の形態の変化をとって破壊する。ヘルスモニタリングは、この複雑な損傷の形態変化を検知して、破壊までの強度余裕を判断できなければならない。単なる損傷の自己検知に終わらず、破壊に至るメカニズムを判断できる理論と実験による実証が研究課題である。

（5）引張／圧縮のオンオフ・スイッチ機能　(1.3.3(2)項)

損傷進展抑止には、引張荷重と圧縮荷重を区別して、アクチュエータの作動開始あるいは停止を行うオンオフ・スイッチ機能が必要である。アクチュエータ、例えば昇温に対して収縮力のみ発生する形状記憶合金は、荷重の一方向性を持つ。損傷進展を抑止できる荷重方向にだけ、形状記憶合金の収縮力を働かせたい。他方向の荷重が働くときは、形状記憶効果を作動させない。引張荷重と圧縮荷重の区別をして、更にできれば、大荷重予知と組み合わせて、アクチュエータ機能材料の作動開始／停止を制御するオンオフ・スイッチ機能の研究が必要である。

（6）知的構造の研究課題まとめ

知的構造は、新しい設計概念にもとずく構造である。実現のため解決しなければならない研究課題が多数ある。上記（4）（5）もその代表的な研究課題である。研究課題を表5.2－1にまとめた。

表5.2－1　知的構造の研究課題

研究項目	研究開発目標	研究課題	
①知的機能材料	実用化を考えた知的構造システムに要求される性能を満足するセンサ，アクチュエータ，電子回路，その他の知的機能材料を開発する。	母構造に埋め込み可能なセンサ	1.耐熱性，ドレープ性，密着性のよい光ファイバー，　機能性光ファイバー 2.SMA,PZAなどアクチュエータ機能材にセンサの機能を付加
		母構造と一体化（荷重伝達する）できるアクチュエータ	1.SMA,PZTの高強度・高靭性・高出力化 2.圧電素子の出力，変位，荷重性能向上 3.アクチュエータ要求（トルク，ストローク，応答速度）を満足するスマートモータ 4.繰り返し使用に耐える耐久性向上 5.引抜／圧縮のオンオフ・スイッチ機能
		特性可変ダンパー	1.ダンピング係数を自由に変化できるダンパー（電気粘弾性流体等）
		リサイクル統合ピン	1.易分解接合用ＳＭＡ製ピン
②知的構造成形技術	母構造/センサ/アクチュエーター体化成形技術を開発する。	大型構造成形	1.新エネルギ（電子線，紫外線等）で短時間硬化できる耐熱樹脂（脱オートクレーブ）
		即物硬化モニタリング	1.埋め込み光ファイバによる樹脂硬化プロセスのセンシング 2.センシング・データを硬化サイクルへフィードバックするプロセス制御
		異物一体化成形	1.センサ・アクチュエータ埋め込み成形技術
		リサイクル構造	1.熱可塑樹脂の活用による分離及び修理
③ヘルスモニタリングおよび損傷制御	損傷の自己検知，安全限界の自己診断，リスクの自律的回避・予防ができる構造システムを開発する。そのために必須となる損傷位置・サイズ精密同定，破壊メカニズムとセンサ情報との相関性，判断機能アルゴリズム等の技術開発が目標となる。	損傷位置サイズ同定	1.層間剥離の自己検知 2.損傷・腐食計測システム 3.分布型・屈曲型等光ファイバ・センシングによる衝撃及び損傷の同定 4.リアルタイム多点計測
		センサ・アクチュエータの最適配置	1.センサ，アクチュエータの最適埋め込み・貼付位置
		破壊回避・予防機能	1.安全限界の自己診断 2.ポスト・バックル設計 3.破壊メカニズムとセンサ情報の相関性 4.自己診断アルゴリズム（判断機能） 5.形動制御の絶対的安全性，信頼性の確保

Appendix（1）：複合材料試験データのワイブル分布適合度検定

ワイブル確率紙に試験データをプロットし、データが一直線に回帰することを確認して、表 App.(1)－1 (1/3)～(3/3)の複合材料試験データがワイブル分布に従うことを検定した。

試験データとワイブル確率紙プロット図を以下に示す。

表 App.(1)－1　複合材料試験データ（1/3）

荷重： 材料：	①引張強度 T300/5208	②圧縮強度 T300/5208	③引張強度 T300/5208	④圧縮強度 T300/5208
積層構成：	$[\pm 45/0_2/90\ /0_3/\mp 45]$		$[(\pm 45)/0/(0.90)\ /0_2/(\pm 45)]$	
試験片 1	49.4 kgf/mm²	83.3 kgf/mm²	65.4 kgf/mm²	61.8 kgf/mm²
2	62.5	92.5	73.1	71.5
3	62.6	94.0	75.5	73.2
4	63.3	100.2	76.3	81.2
5	66.7	102.5	76.7	83.4
6	67.9	104.4	77.9	83.9
7	67.9	109.8	79.1	87.0
8	69.2		81.4	89.6
9	69.6		83.6	92.2
10	70.2		85.3	93.4
11	74.9		86.3	
12			90.9	
ワイブル確率紙プロット	図 App.(1)－1	図 App.(1)－2	図 App.(1)－1	図 App.(1)－2
標準偏差 σ_{n-1}	6.59 kgf/mm²	8.79 kgf/mm²	6.78 kgf/mm²	10.0 kgf/mm²
平均値 μ：	65.8 kgf/mm²	98.1 kgf/mm²	79.3 kgf/mm²	82.6 kgf/mm²
CV＝σ_{n-1}/μ：	10.0%	8.96%	8.55%	12.1%
B 値／平均値	0.83	0.75	0.79	0.69

表 App.(1)－1　複合材料試験データ（2/3）

荷重： 材料： 積層構成：	⑤孔付引張強度 T300/5208 [±45$_2$/0$_5$/90]s	⑥ｸﾘｯﾌﾟﾘﾝｸﾞ（平板） T300/5208 [±45$_2$/0$_5$/90]s	⑦ｸﾘｯﾌﾟﾘﾝｸﾞ(T 型材) T300/5208 [±45$_2$/0$_5$/90]s
試験片 1	46.7 kgf/mm^2	38.1 kgf/mm^2	23.9 kgf/mm^2
2	46.9	38.6	25.0
3	48.4	40.5	25.9
4	49.5	41.9	27.4
5	50.5	42.5	27.4
6	50.9	46.8	27.8
7	58.0	48.5	
ワイブル確率紙プロット	図 App.(1)－1	図 App.(1)－2	図 App.(1)－2
標準偏差 σ_{n-1}	3.83 kgf/mm^2	3.94 kgf/mm^2	1.57 kgf/mm^2
平均値 μ：	50.1 kgf/mm^2	42.4 kgf/mm^2	26.2 kgf/mm^2
CV=σ_{n-1}/μ：	7.64%	9.29%	5.99%
B 値／平均値	0.84	0.78	0.84

表 App.(1)－1　複合材料試験データ（3/3）

荷重： 材料： 積層構成：	⑧0° 引張 T300/3601 [0]8	⑨90° 引張 T300/3601 [90]$_{20}$	⑩0° 圧縮 T300/3601 [0]8	⑪90° 圧縮 T300/3601 [90]$_{20}$	⑫剪断強度 T300/3601 [±45 2]s
試験片 1	136.6kgf/mm^2	4.01 , 4.77 , 4.85	127.4kgf/mm^2	18.9 kgf/mm^2	8.0 kgf/mm^2
2	143.0	4.94 , 5.73 , 5.88	128.5	20.1	8.1
3	157.0	5.90 , 5.96 , 6.14	135.1	20.5	8.2
4	179.7	6.51 , 6.69 , 6.84	143.5	23.4	8.2
5	183.8	6.99 kgf/mm^2	149.5	24.9	8.3
ワイブル確率紙プロット	図 App.(1)－3	図 App.(1)－3	図 App.(1)－3	図 App.(1)－3	図 App.(1)－3
標準偏差 σ_{n-1}	21.3 kgf/mm^2	0.91 kgf/mm^2	9.6 kgf/mm^2	2.5 kgf/mm^2	0.11kgf/mm^2
平均値 μ：	160.0kgf/mm^2	5.78 kgf/mm^2	136.8 kgf/mm^2	21.6 kgf/mm^2	8.2 kgf/mm^2
CV=σ_{n-1}/μ：	13.3%	15.7%	7.0%	11.5%	1.4%
B 値／平均値	0.67	0.64	0.81	0.68	0.95

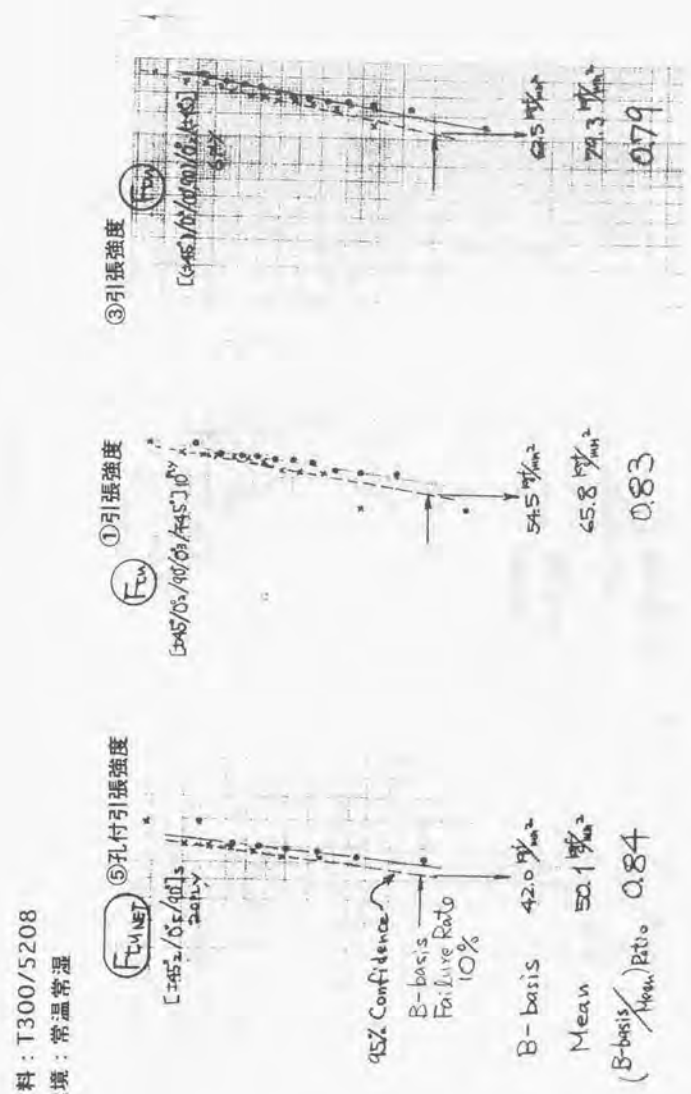


図 App.(1)－1　ワイブル分布適合度検定：引張強度データ

材料：T300/5208
環境：常温常湿

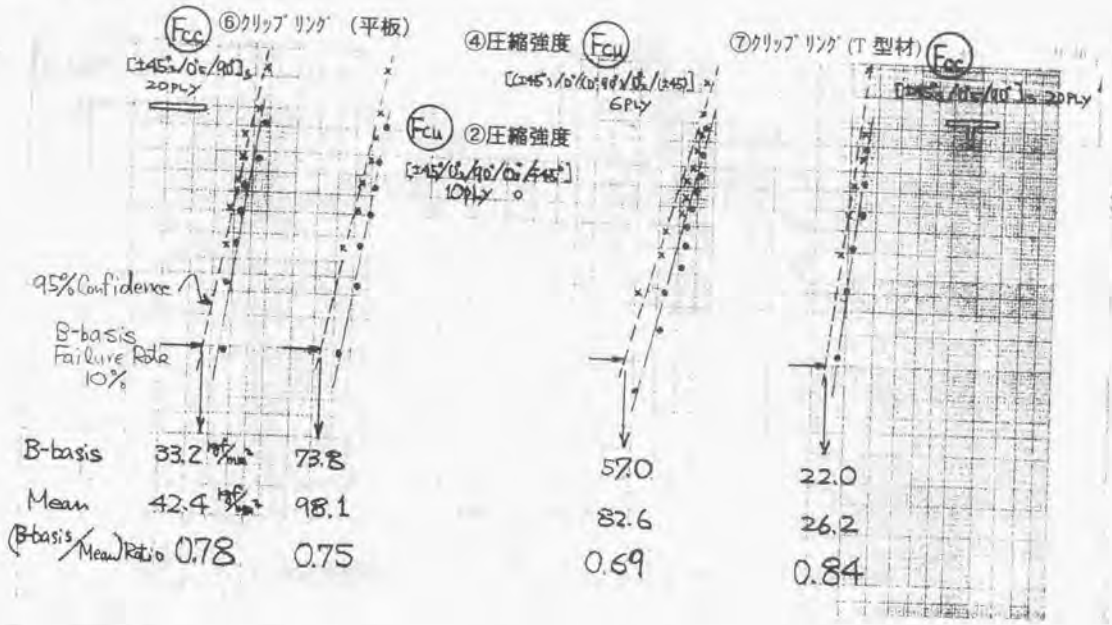


図 App.(1)－ 2　ワイブル分布適合度検定：圧縮強度データ

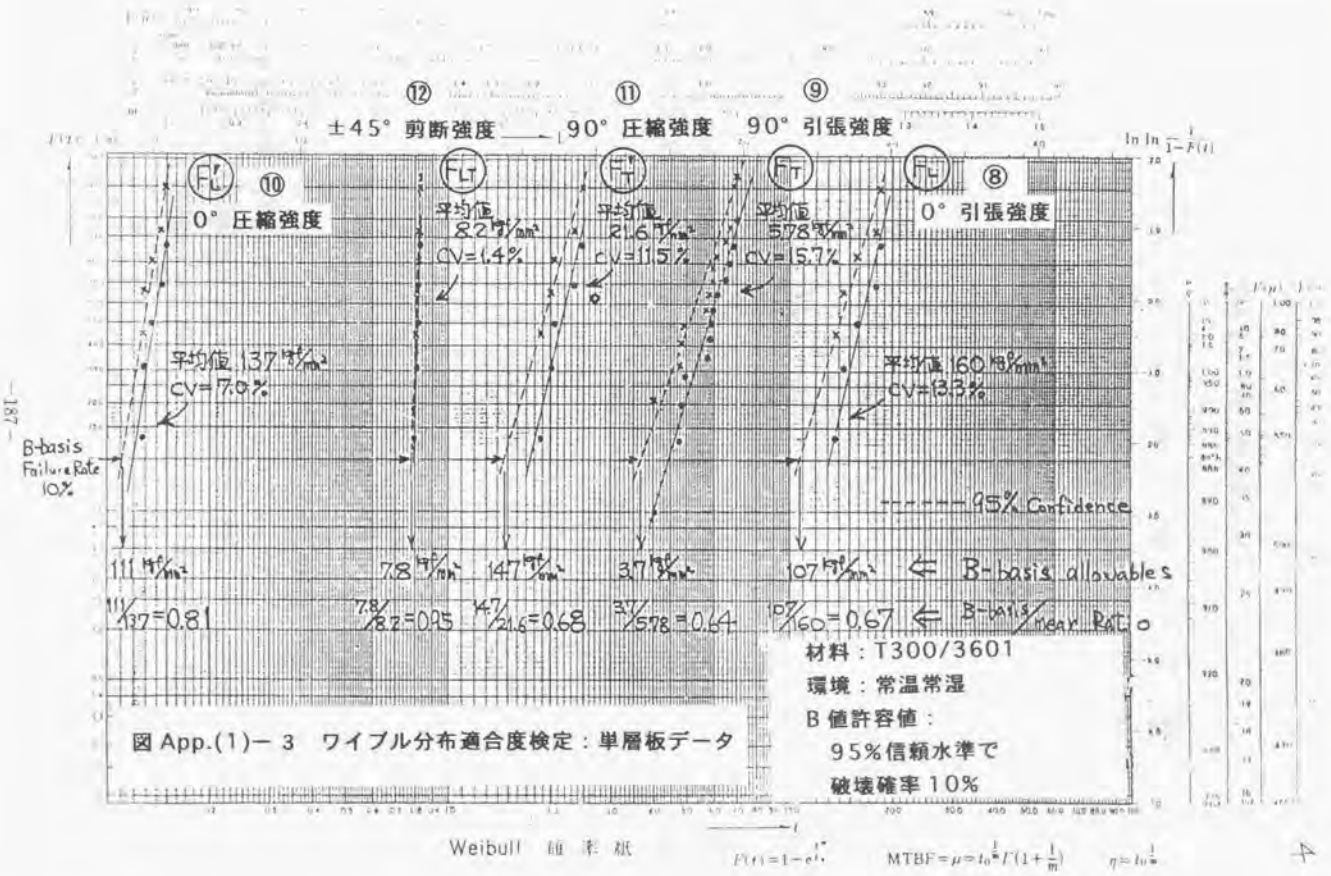


図 App.(1)－ 3　ワイブル分布適合度検定：単層板データ

Appendix（2）：主翼構造重量に対する設計許容値の感度解析

主翼重量は、過去の実機データを統計処理して求めた推算式から計算できる。設計初期において、重量の成立性を検討する際、よく用いる方法である。
超音速旅客機 SST やスペースプレーンなど民間旅客機の主翼重量推算式として次式[1]がある。

$$Ww = 0.81CWI\,(N\,Wg\,Sw/TCE)^{0.6}\,[1-(Wr/Wg)]^{0.4}\,(1+TR)^{0.4}\,(AR)^{0.5}/[(X)^{0.2}(\cos Q)^{1.2}] + 3.3\,Sp + 3.28\,(Sled)^{1.13} \quad (1)$$

ここで、Ww＝主翼重量（lb）
CWI＝1.0（主脚を主翼に取り付けた場合）
＝0.95（主脚を胴体に取り付けた場合）
N＝終極荷重倍数
Wg＝航空機の総重量（lb）
Sw＝主翼面積（ft^2）
TCE＝翼厚比（%）
Wr＝主翼内燃料重量＋主翼取り付けエンジン重量（lb）
TR＝テーパ比
AR＝アスペクト比
X＝設計引張応力（psi）
Q＝50%コード後退角（°）
Sp＝スポイラ面積（ft^2）
Sled＝前縁高揚力装置面積（ft^2）
重量モデルとして次図に示す総重量３５０トンのスペースプレーンを考えると、
CWI＝0.95、N＝3.75 G、Wg＝770×10^3 lb（350 トン）、
Sw＝8073 ft^2（750m^2）、TCE＝8%、Wr＝0、TR＝0.07、

[1] Niu, M.C.Y.: Airframe Structural Design, Conmilit Press Ltd., p.587, 1989

AR＝1.15、Q＝45°
である。

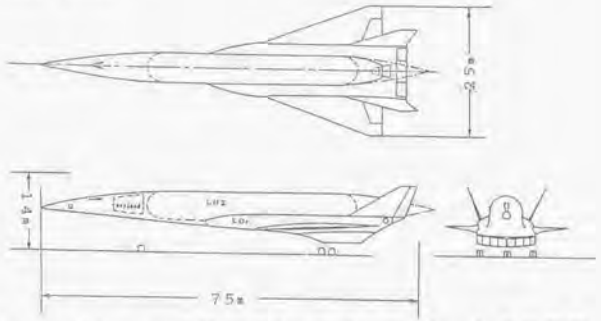


図 App.(2)－１　重量モデル・スペースプレーンの三面図

簡単にするためスポイラ重量と前縁高揚力装置重量を省略し、Wr＝0 と CWI＝0.95 を(1)式に代入して、Wg で割ると次式(2)が得られる。

$$Ww/Wg = 0.77CWI\,(N\,Sw/TCE)^{0.6}\,[(1+TR)/Wg]^{0.4}\,(AR)^{0.5}/[(X)^{0.2}(\cos Q)^{1.2}] \quad (2)$$

ここで、上記の重量モデル諸元値と
従来の引張設計許容応力 X＝（許容歪 3,500 μ m/m）×（ヤング率 92GPa）
＝322 MPa　＝46.8×10^3 psi
を(2)代入すると、総重量に対する主翼重量の比が計算できる。

$$(Ww/Wg)^* = 0.0923 \quad (3)$$

これを主翼重量の無次元化した基準として、設計許容応力の基準値 X^*を上記の引張設計許容応力 322MPa（許容歪 3,500 μ m/m）において、主翼重量に対する無次元引張設計許容応力（X/X^*）の感度ファクタを(2)式から求めると、

$$\partial(Ww/Wg)/\partial(X/X^*) = (-0.2)(Ww/Wg)^* = (-0.2)(0.0923) = -0.0185 \quad (4)$$

謝　辞

本論文をまとめるにあたり、主査である東京大学教授　岸　輝雄博士をはじめとして武田展雄教授、相澤龍彦教授、香川　豊助教授、榎　学助教授には、論文の構成並びに全般にわたるきめ細かい御指導と助言を賜わりました。このような支援なくして、この論文の完成はありえなかったことと心より御礼申し上げます。武田展雄教授には、何度も原稿の査読をしていただき、論文のまとめ方等につき貴重なご意見を伺うことができました。深く感謝します。

また、この論文作成の発端となり、終始適切な助言と研究上多くの示唆並びに激励を賜わった東京大学名誉教授、現日本大学生産工学部教授　砂川　恵博士に深く感謝の意を表します。

さらに、次世代金属・複合材料研究開発協会の坂本部長には、協会所有の知的構造に関する参考文献を数多く閲覧する許可を頂き、貴重な勉強ができました。ここに感謝の意を表します。

最後に、本研究に用いた多くの試験データの提供を頂いた富士重工業（株）並びに長年にわたり共に研究に携わった職場の仲間に謝意を表する次第であります。

長年の設計経験から得た知識を新しいことを始める知恵にする。これが本論文を書く動機でした。皆様のお陰により、その目的を達成することができたと思います。

平成１０年７月２６日

菊川　廣繁

参考文献

第１章に関する参考文献

1）Vosteen,L.F., Hadcock,R.N. ：Composite Chronicles:A Study of the Lessons Learned in the Development, Production and Service of Composite Structures, NASA-CR-4620, 1994/11

2）鵜飼崇志：異方性を利用した最適設計について、第２回次世代産業基盤技術シンポジウム予稿集、pp.71-80, 1984/11

3）CMC（株）編：先進複合材料の開発と評価技術、pp.212-214, 1985

4）Ugai,T.,Kikukawa,H.,Takaki J.,Sunakawa,M.,Hirano,Y.：Aeroelastic Tailoring Study in Aircraft Design, ICCM-V, pp.1221-1232, 1985

5）牧廣編：次世代複合材料技術ハンドブック、日本規格協会、pp.508-513, 1985

6）天岡和昭、長谷川高久、戸井康弘：MD－11 複合材外方エルロンの開発、日本航空宇宙学会誌、Vol.37 No.426, pp14-20, 1989

7）Ashizawa,M.,Toi,Y.：Unique Features and Innovative Application of Advanced Composites to the MD-11, AIAA-90-3217, 1990/9

8）Swift,T.：Overview of Structural Reliability of Commercial Aircraft Structures, Air ASMPT2 Meeting,1996/4

9）日本航空宇宙学会編：第２版　航空宇宙工学便覧、丸善（株）、pp.470-475, 1992/9

10）FAA Advisory Circular, AC 20-107A：Composite Aircraft Structure,1984/4

11）菊川廣繁、高木淳二：複合材料構造の強度保証試験について、第２５回飛行機シンポジウム講演前刷集、pp.136-139, 1987/12

第２章に関する参考文献

２.１項関係

1）Kikukawa,H.：Weight reduction technology for space plane structures, AIAA 91-5097, 3rd International Aerospace Planes Conference, 1991/12

2）Aviation Industry Development, p.68, 1997

3）Schmitt,G.F.：It's not your father's Air Force, SAMPE Journal, Vol.34, No.1, pp.32-36, January/February 1998

２.２項関係

1）MIL-HDBK-5F (1990), 9.2 Room-Temperature Design Allowables, p.9.5-9-48

2）日科技連編：日科技連ライブラリー12、信頼性データの解析、1967/3

3）塩見弘著：信頼性工学入門、丸善（株）、pp.35-67, 1967/5
4）MIL-HDBK-5F(1990), Table9.6.4.1, p.9-202
5）日本複合材料学会編：複合材料ハンドブック、日刊工業新聞社、pp.789-797
6）Tamura,T., Mitsuma,H., Kobayashi,T., Atsumi,M. ：Fabrication Test and Evaluation of Graphite/PMR-15 polyimide for HOPE Primary Structure, 17th ISTS, 1990
7）Peterson,R.E.：Stress Concentration Design Factors, Jonn Wiley & Sons,Inc., Chapman & Hall,Ltd., p.84, 1953
8）Mikulas,M.M.：Failure Prediction Techniques for Compression Loaded Composite Laminates with Holes, NASA CP 2142, p.8, 1980
9）岡村弘之、板垣浩：強度の統計的取扱い＝構造強度信頼性工学、培風館、pp.40-51, 1979/4
10）菊川廣繁：複合材料社内強度試験データの統計処理、社内報告 KTN-1518, 1982/6

2.3 項関係

1）Dastin,SJ.：Handbook of Composites,Von Nostrand Reinhold Company, pp.610-622, 1982
2）Hart-Smith,L.J.：Bonded-Bolted Composite Joints, AIAA 84-0914, 1984
3）Jeans,L.L., et al.：Durability Certification of Fighter Aircraft Primary Composite Structures, 11th ICAF Symposium , pp.4,24-26, 1981
4）Niu,M.C.Y.:Airframe Structural Design, Conmilit PressLtd.,pp.520-526,1989
5）MIL-HDBK-5F (1990), p.9-146 及び p.8-69 の脚注
6）Buxbaum,O., Lowak,H.：LBF Report S-159, 17thICAF Conference National Reviews , pp.133-134, 1981
7）浜口泰正, 下河利行 ：炭素繊維8枚朱子織物／エポキシ樹脂複合材平板の円孔切り欠き試験片における軸荷重疲労挙動、日本複合材料学会誌,13 , 1, pp.33-34, 1987
8）Badaliance,R., Dill,H.D. ：ASTM STP 775 , pp.238-240, 1982
9）Badaliance,R., Dill,H.D, Potter,J.M. ：ASTM STP 787 , pp.281-286, 1982
10）Broek,D., Smith,S.H. Rice,R.C.：DOT-VNTSC-FAA-91-16, FAA Technical Center, Atlantic City , p.12, 1991
11）耐空性審査要領(1992), 第Ⅱ部 pp.83-85, 第Ⅲ部 pp.257-258
12）FAR Part 23 (1994) paragraphs § 23.619- § 23.625, FAR Part 25 (1993), paragraphs § 25.619 § 25.625
13）FAA Advisory Circular AC20-107A, 1984

14）菊川廣繁, 高木淳二：複合材構造の強度保証試験について、第25回飛行機シンポジウム講演集, pp.136-139, 1987/12
15）池田昭, 力丸巌：疲れ寿命安全率について、第13回構造強度に関する講演会講演集, pp.84-86, 1971
16）AFS-120-73-2, FAA Flight Standard Service,Washington D.C. , p.8, 1973
17）上山忠夫：構造信頼性, 日科技連, pp.118&133, 1984
18）O'Brien,K., Torkington,C., Benoy,M., Douglas,R.：SAE 720311, National Business Aircraft Meeting Wichita , p.13, 1972

2.4 項関係

1）Federal Aviation Regulations, Part 25.305 Strength and Deformation (a)項、Jan.1,1995
2）運輸省航空局検査課監修：耐空性審査要領 第Ⅲ部（T類）、第3章 強度、3-1-3 項 強度及び変形、鳳文書林（株）

第3章に関する参考文献

3.1 項関係

1）Federal Aviation Regulations, Part 25.571 Damage-tolelance and Fatigue evaluation of structure, Feb.9, 1996
2）運輸省航空局検査課監修：耐空性審査要領 第Ⅲ部（T類）3-9-1 項 飛行構造部材の損傷と疲労、鳳文書林（株）
3）Soderquist,J.R.：Design/Certification Considerations in Civil Composite Aircraft Structure, SAE Technical Paper Series 871846, 1987/10

3.2 項関係

1）高松聖司, 菊川廣繁：複合材の孔あけ加工に伴う欠陥と静強度について, 第27回構造強度に関する講演会講演集, pp.256-259, 1985
2）Ratwani,M.M., Kan,H.P.：Compression fatigue analysis of fiber composites, AIAA 80-0707, 1980
3）Jeans,L.L.et al.：Durability certification of fighter aircraft primary composite structure,11th ICAF symposium, 1881
4）Ratwani,M.M., Kan,H.P.：Delamination-based compression residual-strength prediction model for composites, AIAA 83-0872, 1983
5）Kuester,J.L., Mize,J.H.：Optimization techniques with FORTRAN, McGraw-Hill Book Company, pp.309-320, 1973
6）鵜飼崇志,菊川廣繁,笹嶋幹雄：複合材料孔周りのデラミ進展について, 日本

機械学会材料力学講演会講演論文集, pp.159-161, 1990
7) Broek,D.,Smith,S.H., Rice,R.C.：Generation of spectra and stress histories for fatigue and damage tolerance analysis of fuselage repairs, DOT-VNTSC-FAA-91-16, FAA Technical Center, p.12, 1991
8) 菊川廣繁：炭素繊維複合材構造継ぎ手の疲労強度設計について，日本複合材料学会誌, 22,3, pp.100-107, 1996
9) Velicki,A.：Materiala and structures for the HSCT, Aerospace Engineering, pp.17-19, 1995/4
10) 菊川廣繁、鵜飼崇志：複合材料円孔周辺部層間剥離の進展挙動、航空宇宙学会誌、45, 522, pp.24-30, 1997/7

3.3 項関係

1) Reifsnider,K.L., Talug,A.：Analysis of fatigue damage in composite laminates, International Journal of Fatigue, pp.3-11, 1980/1
2) Reifsnider,K.L.：Damage Mechanisms in Fatigue of Composite Materials, 3rd RISO International Symposium on Metallurgy and Materials Science, pp.125-136 , 1982/9
3) Prinz,R., Goetting,H.C., Schmidt,K.：Experimental and Analytical Study of Strength Degradation during Fatigue of Graphite / Epoxy Laminates, 12th ICAF Symposium, pp.2.3/1 - 33, 1983/5
4) SoderquistJ.R.：Design/Certification Considerations in Civil Composite Aircraft Structure, SAE Technical Paper Series 871846, 1987/10
5) PengraJJ.,Wood,R.E.：The Influence of Hole Quality on Graphite Epoxy Composite Laminates, AIAA 80-0777, 1980
6) 高松聖司、菊川廣繁：複合材の孔開け加工に伴う欠陥と静強度について、第２７回構造強度にに関する講演会講演集、pp.256-259, 1985
7) Whitehead, R.S.：Certification of Primary Composite Aircraft Structures, 14th ICAF Symposium, 1987/6
8) Niu,M.C.Y.：Composite Airframe Structures,Conmilit Press Ltd., p.324,1992/1
9) Ratwani,M.M., Kan,H.P.：Compression fatigue analysis of fiber composites, AIAA 80-0707, 1980
10) 武田展雄、高坂達郎：軽量構造のヘルスモニタリングと耐久性評価、知的材料・構造システムシンポジウム講演論文集、pp.1-7, 1998/3

第４章に関する参考文献

4.1 項関係

1) Measures,R.M.：Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation, Vol.9, Prenum Press, New York, 1990

4.2 項関係

1) 13th National SAMPE Technical Conference, 1981/10
2) 高松聖司、菊川廣繁：複合材の孔開け加工に伴う欠陥と静強度について、第２７回構造強度にに関する講演会講演集、pp.256-259, 1985
3) Kitade,S.,et al：Proceedings of First US-Japan Workshop on Smart Materials and Structures, pp.55-56, 1995

4.3 項関係

1) 島村昭治：機械の研究、30-1、p.99、1978/１　未来を拓く先端材料、工業調査会、1982/11　材料設計の現状と将来、東工大精研シンポジウム、1983/2
2) Edited by Claus,R.O.：Fiber Optic Sensor-Based Smart Materials and Structures, 5th Annual Smart Materials and Structures Workshop, Blacksburg, Virginia, 1992/4
3) Edited by Vincenzini,P.：Intelligent Materials and Systems, Topical Symposium Ⅵ on Intelligent Materials and Systems of the 8th CIMTEC-World Ceramics Congress and Forum on New Materials, Florence, Italy, 1994/6,7
4) International Symposium on Microsystems, Intelligent Materials and Robots, 7th Sendai International Symposium, Sendai, Japan, 1995/9
5) Edited by Knowles,G.J.：Active Materials and Adaptive Structures, ADPA/AIAA/ASME/SPIE Conference on Active Materials and Adaptive Structures, Alexandria, Virginia, 1991/11
6) Edited by Culshaw,B., Gardinar,P.T., McDonach,A.：First European Conference on Smart Structures and Materials, Glasgow, 1992/5
7) Chair/Editor by Banks,H.T.：Smart Structures and Materials 1994, North American Conference on Smart Structures and Materials, Orlando, Florida, 1994/2
8) Edited by TaniJ., Breitbach,E.J., Wada,B.K., Uchiyama,M., Chonan,S.,：5th International Conference on Adaptive Structures, Sendai, Japan,1994/12
9) Smart Materials & Structures, Institute of Physics Publishing
10) Reifsnider,K.L., Talug,A.：Analysis of fatigue damage in composite laminates, International Journal of Fatigue, pp.3-11, 1980/1

11) Reifsnider,K.L.：Damage Mechanisms in Fatigue of Composite Materials, 3rd RISO International Symposium on Metallurgy and Materials Science, pp.125-136, 1982/9
12) Asanuma,H.,Ichikawa,K.,Kishi,T.：Health Monitoring of a Continuous Fiber Reinforced Aluminum Composite with Embedded Optical Fiber, Journal of Intelligent Material Systems and Structures, Vol.7, pp.307-311, 1996/5
13) 高橋淳：知的構造システムへの光ファイバセンサ応用技術、平成８年度先導研究報告書 NEDO-PR-9611、pp.159-163, 1997/3
14) 武田展雄、高坂達郎、保立和夫、才田隆志：分布型光ファイバによる荷重同定、知的構造システムシンポジウム講演論文集、pp.121-127, 1996/3
15) 古河電気工業株式会社資料：古河 NT 合金について、FNT 技資、1997／1
16) 古屋泰文、田谷稔：TiNi ファイバ／Al 複合材の形状記憶効果による強化、知的構造システムシンポジウム講演論文集、pp.101-111, 1996/3
17) Furuya,Y：Design and Experimental Verifications of Intelligent Materials Using Shape Memory Alloy,Proceedings of International Symposium on Microsystems, Intelligent Materials and Robots, pp.313-318, 1995/9
18) 平野一美：知的構造システムの研究開発の今後の展望、知的構造システムシンポジウム講演論文集、pp.78-79, 1996/3

4.4 項関係

1) Kikukawa,H：Heat Resistant Structures for Space Plane, 5th ISCOPS-Shanghai, 1993/6
2) Schmidt,W., Boller,C.：Smart Structures, A Technology for Next Generation Aircraft, AGARD-CP-531, 1993/4
3) Shinozuka,M.：Development of Reliability-Based Aircraft Safety Criteria: An Impact Analysis Volume 1, AFFDL-TR-76-31, 1976/4
4) 平成９年度知的材料・構造システム技術委員会資料、次世代金属・複合材料研究開発協会

第５章に関する参考文献

1) Yoshida,K.：Considerations on New Concept of Smart Materials and Structures, First US-Japan Workshop on Smart Materials and Structures, Abstracts pp.40-41, 1995/12
2) Vosteen,L.F., Hadcock,R.N. ：Composite Chronicles:A Study of the Lessons Learned in the Development, Production and Service of Composite Structures, NASA-CR-4620, 1994/11

