Osaka University Knowledge Archive

Title	繊維強化複合材料の疲労寿命データ併合法と疲労寿命推定法に関する研究
Author(s)	向山, 和孝
Citation	大阪大学, 2017, 博士論文
Version Type	VoR
URL	https://doi.org/10.18910/61740
rights	
Note	

Osaka University Knowledge Archive : OUKA

https://ir.library.osaka-u.ac.jp/

Osaka University

博士学位論文

繊維強化複合材料の疲労寿命データ併合法と疲労寿命推定法に関する研究

向　山　和　孝

2016 年 12 月

大阪大学大学院工学研究科

目　次

頁

第 1 章 序　論 1
1.1　繊維強化複合材料 1
1.1.1　種類と利用環境 1
1.1.2　強化形態と疲労特性 3
1.2　疲労強度を基礎とした信頼性設計とその問題点 6
1.3　疲労特性に関する既往研究 10
1.3.1　既存の疲労試験データの活用 10
1.3.2　有限要素法による数値解析手法の援用 12
1.4　本研究の目的 13
1.5　本論文の構成 16

第 2 章 一方向炭素繊維強化複合材料の疲労寿命データ併合法 18
2.1　緒　言 18
2.2　*S-N* 曲線回帰モデルの種類 18
2.3　一方向炭素繊維強化複合材料の疲労寿命データの収集と正規化 19
2.4　疲労寿命データ併合法の提案と有意差検定法との比較 22
2.4.1　分散分析に基づく併合法の提案 22
2.4.2　提案手法と日本機械学会基準の有意差検定法との比較 25
2.5　収集した疲労寿命データに対する提案手法の適用 28
2.6　一方向炭素繊維強化複合材料の併合データの分布特性評価 33
2.7　結　言 37

第 3 章 一方向ガラス繊維強化複合材料の引張強度に基づく疲労寿命推定法 39
3.1　緒　言 39
3.2　金属材料の引張強度に基づく疲労寿命推定法 39
3.3　一方向ガラス繊維強化複合材料の引張強度に基づく疲労寿命推定法 41

3.3.1　金属材料対象の疲労寿命推定法の繊維強化複合材料への適用検討　41
3.3.2　一方向ガラス繊維強化複合材料の疲労寿命推定手順　47
3.4　実験結果との比較による提案手法の妥当性の検証　48
3.5　結　言　52

第 4 章 損傷進展解析に基づくテキスタイル複合材料の疲労寿命推定法　53
4.1　緒　言　53
4.2　連続体損傷力学に基づくテキスタイル複合材料の損傷進展解析法　53
4.2.1　繊維強化複合材料の力学的特性評価における構造スケール　53
4.2.2　一方向繊維強化複合材料に対する損傷モードのモデル化と損傷構成則　54
4.2.3　変位増分法による損傷進展解析法　58
4.3　一方向繊維強化複合材料の等価物性値の算出法　59
4.3.1　等価弾性係数　59
4.3.2　等価強度値　62
4.4　損傷進展解析法に基づくテキスタイル複合材料の疲労寿命推定法の提案　63
4.4.1　一方向繊維強化複合材料の疲労損傷のモデル化　63
4.4.2　テキスタイル複合材料の疲労寿命の推定手順　65
4.4.3　テキスタイル複合材料の疲労寿命推定法の前提条件　67
4.4.4　一方向繊維強化複合材料の疲労強度分布に基づく寿命分布推定法　68
4.5　結　言　70

第 5 章 実験結果との比較による疲労寿命推定法の妥当性の検証　72
5.1　緒　言　72
5.2　平織炭素繊維強化複合材料への適用　72
5.2.1　一方向炭素繊維強化複合材料の力学的特性と疲労損傷モデル　72
5.2.2　平織炭素繊維強化複合材料の有限要素モデルと境界条件　76
5.2.3　平織炭素繊維強化複合材料の静的引張解析とその結果　77
5.2.4　平織炭素繊維強化複合材料の疲労解析とその結果　77
5.3　平織ガラス繊維強化複合材料への適用　84
5.3.1　一方向ガラス繊維強化複合材料の力学的特性と疲労損傷モデル　84
5.3.2　平織ガラス繊維強化複合材料の有限要素モデルと境界条件　86
5.3.3　平織ガラス繊維強化複合材料の静的引張解析とその結果　87

5.3.4　平織ガラス繊維強化複合材料の疲労解析とその結果　88
5.4　縫合繊維強化複合材料への適用　91
5.4.1　一方向ガラス繊維強化複合材料の力学的特性と疲労損傷モデル　91
5.4.2　縫合繊維強化複合材料の有限要素モデルと境界条件　93
5.4.3　縫合繊維強化複合材料の静的引張解析とその結果　94
5.4.4　縫合繊維強化複合材料の疲労解析とその結果　97
5.5　結　言　101

第 6 章　結　論　104
6.1　本研究の成果　104
6.2　今後の展望　108

謝　辞　110
参考文献　111
研究業績　117

第 1 章　序　論

1.1　繊維強化複合材料

1.1.1　種類と利用環境

材料は世の中に存在する製品の基盤であり，必要不可欠な存在であるため，昔から「材料を制すものは，技術を制する」といわれ，多くの企業や公共機関において材料の研究開発が盛んに行われてきた．1960 年代から複合材料と呼ばれる材料分野が急速な進歩を遂げ，注目されている．複合材料は，「二種類以上の材料を組合せ成形することによって，素材単独では持つことのできない性質を発揮し得るようにした材料」，さらに具体的にいえば「素材をへだてる明瞭な界面を有する，少なくとも二つの化学的に異なった物質を組み合わせたもの」と定義されている[1]．人類は古代からこの複合材料の定義に従う材料を生み出し，日常生活において活用してきた．例えば，わらを混ぜた古代エジプトの土掘やイスラエルの煉瓦などが挙げられるが，日本の歴史に着目すると，奈良県の興福寺に鎮座する阿修羅観音像や世界文化遺産である姫路城の城壁が挙げられる．阿修羅観音は，麻布を漆に浸して何層にもそれを張り合わせて作製された乾漆仏であり，麻布と漆を組合せて作製されている．また，姫路城の城壁は，漆喰壁と呼ばれる分厚く塗られた土壁の表面を漆喰で被覆した塗壁であり，消石灰，貝灰，苧（麻の繊維を裁断したもの），銀杏草（海藻）を主な材料とした漆喰と小舞（竹製の格子を縄等で縛り固定したもの）と呼ばれる芯に土を付けた土壁により構成されている．

このように，昔から人類は様々な材料を組み合わせることにより新たな性質を有する材料の創成を試みてきたが，近代的な複合材料は 1940 年代の第二次世界大戦中に米国で開発されたガラス繊維強化プラスチック（Glass Fiber Reinforced Plastic : GFRP）に始まる．当時の GFRP はガラス繊維にポリエステル樹脂を含侵させた材料で，軽量で耐食性に優れており，米国が第二次世界大戦中に軍用機の燃料タンクとして実用化させた．その後，エポキシ樹脂，ビニルエステル樹脂等の熱硬化性樹脂や熱可塑性樹脂を母材として，ガラス繊維だけでなく炭素繊維，アラミド，ケブラー繊維等の繊維を強化材として組み合わせた繊維強化プラスチック（Fiber Reinforced Plastics : FRP）が開発されてきた．また，耐熱性を付与するために金属材料を母材とした繊維強化金属（Fiber Reinforced Metal : FRM）やセラミックスを母材とした繊維強化セラミックス（Fiber Reinforced Ceramics : FRC）も開発されている．

近年，技術の発達に伴い機械や構造物は高度化かつ複雑化し，より高い安全性や信

頼性が要求されている．さらには，地球温暖化，酸性雨や資源枯渇といった地球環境・エネルギー問題への関心の高まりから，エネルギー効率の向上や CO_2 削減が求められているのが現状であり，それらの要求を満たすために様々な分野で，多種多様な種類の複合材料が使用されている．特に，航空機や自動車等の輸送用機器の軽量化は大きな燃費効率の改善や CO_2 削減に繋がるため，軽量で強度や剛性に優れる FRP を輸送機器の一次構造材として適用した事例が増加している．例えば，2003 年から開発を始め，2009 年に初飛行に成功し，2011 年 10 月 26 日に全日空輸が成田-香港間で世界初の商業飛行を開始した Boeing の B-787 機は，機体重量の約 50%に炭素繊維強化プラスチック（Carbon Fiber Reinforced Plastic：CFRP ）を使用することにより機体の軽量化を実現し，さらにはエンジンの燃費性能の改善による相乗効果により，B-767 機と比較して約 20%の燃料消費量および CO_2 排出量の削減に成功している（Boeing HP：http://www.newairplane.com/787/）．一方，自動車産業においては，BMW が日本市場において 2014 年に発売したプラグインハイブリットスポーツカーi8 の車体フレームに CFRP を採用しており，静止状態から時速 100km までの加速時間が 4.5 秒，100km あたり 2.5L の低燃費というスポーツカークラスのパワー，コンパクトカークラスの燃費性能を兼ね備えた次世代モビリティの開発に成功し，注目を浴びている（BMW HP：http://www.bmw.co.jp/jp/ja/newvehicles/i/i8/2013/showroom/）．また，鉄道車両分野においては，川崎重工業株式会社が世界初となる CFRP ばね採用の鉄道車両用台車 efWING®を開発し，台車の大幅な軽量化に加え，エネルギーコストの削減，高いサスペンション能力により乗り心地や脱線に対する安全性の向上を実現している（川崎重工業株式会社 HP：http://www.khi.co.jp/news/detail/20140314_1.html）．

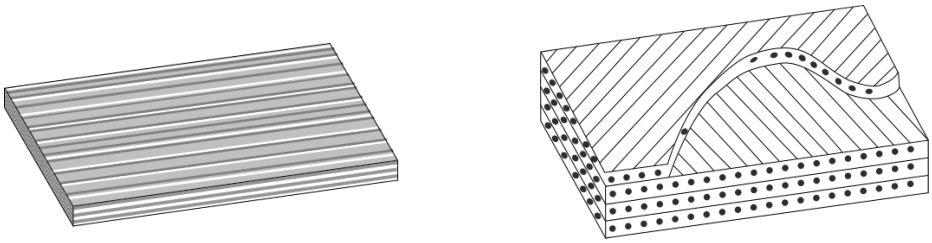
FRP は上記の輸送機器分野だけでなく再生可能エネルギー分野においても活用されている．例えば，風力発電用ブレードの構造材には GFRP が使用されており，軽量化および高性能化に貢献してきた[2]．また，最近では，風力発電出力がブレード長さの 2 乗に比例することから風車の大型化が進む傾向にあり，それに伴ってブレードの強度および軽さを確保するために，従来の GFRP を補強する材料として CFRP が三菱重工業株式会社やデンマークの Vestas の大型風車に採用され，使われ始めている（日本経済新聞電子版：日本の風力発電「超大型」と「小型」で世界に再挑戦 2013 年 7 月 18 日）．この他にも，大規模太陽光発電所（メガソーラー）で使用するソーラーパネル用架台を GFRP により作製し，塩害の影響が予想される地域であっても長期的にわたる安定した発電を可能にした事例（日経 BP 環境経営フォーラム HP：http://business.nikkeibp.co.jp/article/emf/20130425/247225/）もある．

以上のように，輸送機器や再生可能エネルギー分野における FRP の適用事例からエネルギー効率の向上や温室効果ガス削減等に FRP が貢献している現状について示したが，日本国内においては 2011 年 3 月 11 日に発生した東日本大震災を機に，エネル

ギーに対する関心がより一層高まり，日本政府によるエネルギー政策案が再検討されている．経済産業省が 2014 年 4 月に発表したエネルギー基本計画では，日本国が抱える課題として，原子力発電の安全性に対する懸念，原子力の代替による化石燃料への依存の増大や温室効果ガスの排出量の急増等が挙げられている．また，これらの課題に対する政策も数多く挙げられている．それらのうち，運輸部門における多様な省エネルギー対策の推進，再生可能エネルギーである風力・地熱の導入加速に向けた取組みの強化，バイオマス，太陽光・地中熱等の再生可能エネルギー熱等による小規模な再生可能エネルギー源を組み合わせた分散型エネルギーシステムの構築等を推進することが挙げられており, FRP が次世代構造材料として重要な役割を担うと推測される．

1.1.2　強化形態と疲労特性

FRP の基本的な強化形態は繊維を一方向に配向させ，それに樹脂を含侵させた一方向繊維強化複合材料（Unidirectional Fiber Reinforced Plastic : UD-FRP）（(Fig.1.1(a)）である．また，繊維を多方向に配向させて積層した積層材（Fig.1.1(b)）の利用も多いが，板厚方向の強度や剛性が著しく弱いという欠点がある．これに対して，強化材である繊維束を縦糸方向と横糸方向に交差させた織り構造とすることで，その欠点を解決した織物複合材料（Woven Fabric Composites : WFC）がある．なお，織物以外には編物，組物の強化形態が存在する．また，繊維を多方向に配向させて積層した強化材をポリエステル加工糸等で縫合した縫合繊維強化複合材料（Non-crimp Fabric Composites : NCFC）が注目を浴びており，研究も多くされている[3-17]．縫合繊維強化複合材料は織物複合材料と比較して繊維うねりが少なくドレープ性に優れる．



(a) Unidirectional composite　　(b) Laminates of unidirectional composite

Fig. 1.1　Typical reinforcement types

FRP の機械的特性のうち，特筆すべき点は比強度である．高張力鋼では 1.6，Al 合金では 2.1 であるのに対してガラス繊維強化複合材料では 8.0，炭素繊維強化複合材料では 25.0 と非常に優れており，大きな軽量化に対する効果を有している[18]．また，疲労特性も重要な機械的特性の一つである．一例として，Fig.1.2 に円孔付平板炭素繊維強化複合材料の片振り引張疲労試験による *S-N* 線図[19]を示す．Al 合金の *S-N* 線図も併せて記載されているが，炭素繊維強化複合材料の疲労特性は Al 合金よりも優れていることがわかる．

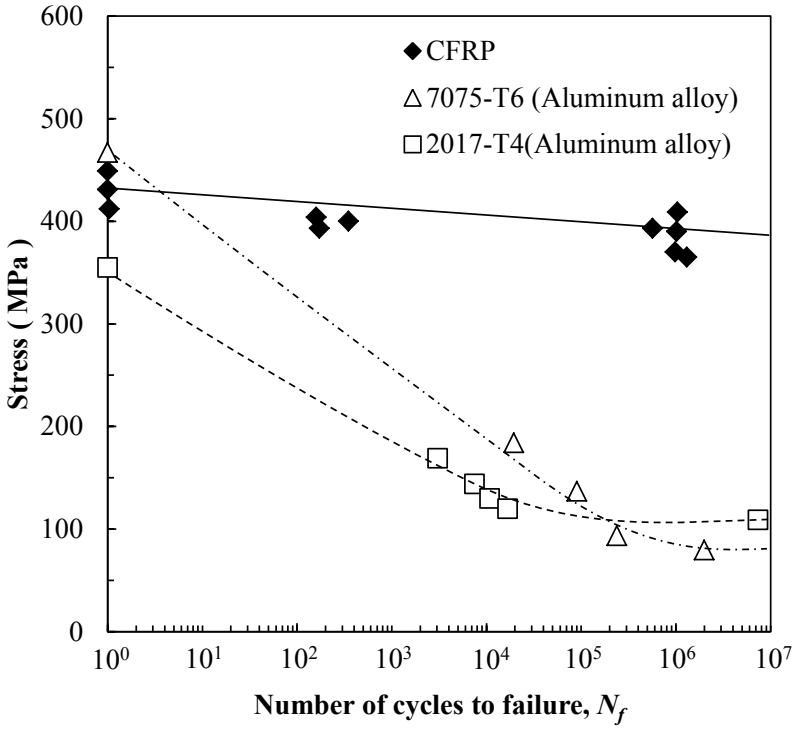


Fig. 1.2　*S-N* diagram of plane specimen with hole [19]

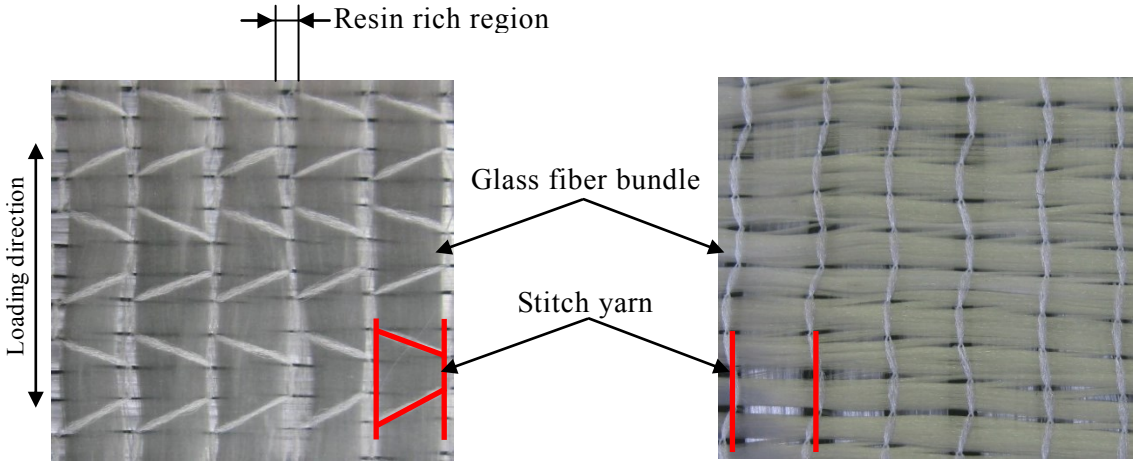
上述のとおり，FRP には様々な強化形態が存在し，その内部構造は複雑である．この内部構造が複雑であるがゆえに，FRP に外力が作用した際の損傷挙動もまた複雑である．[0/90]ns のクロスプライ積層材に面内繰返し荷重が作用した際の FRP の損傷形態は，繊維破断，縦割れ，90°層のトランスバースき裂，0°/90°界面における自由端部の層間剥離，縦割れとトランスバースき裂の交差部における層間剥離など様々である[20]．金属材料に繰返し荷重が作用する場合，単一のき裂が発生，進展し，最終破断に至るが，FRP の場合，様々な損傷が独立的に，もしくは相互作用を及ぼしながら発生，進展し，最終破断に至る[21]．なお，積層材における繰返し荷重下の損傷および破壊について，Read ら[22]は次に示す 4 つの段階を踏むと報告している．

(1) 損傷進展の初期段階は，斜交軸層における繊維に沿ったマトリックスき裂が多数発生し，各層におけるき裂が飽和状態に達する．この飽和状態を CDS（Characteristic Damage State）と呼ぶ．
(2) CDS において，層間剥離により局所的に各層のき裂が合体する．
(3) さらなる繰返し負荷が層間剥離の成長と合体を引き起こす．
(4) 損傷過程の最終段階は，総合的な損傷と 0°層における繊維破断により特徴付けられる．

上記のように，繊維強化複合材料の損傷形態はマトリックスき裂，層間剥離，繊維破断であり，最終破断は負荷方向の繊維が荷重を受持ち，それにより生じる繊維破断が支配的となり発生する．実際の損傷進展挙動の例として，積層材，織物複合材料，縫合繊維強化複合材料のそれぞれに繰返し荷重が作用した際の挙動を取り上げる．Reifsnider ら[23]は炭素繊維／エポキシ樹脂積層材に対して疲労試験を実施している．積層構成は$[0/90_2]_s$，荷重形態は片振り引張，応力比は 0.1，周波数は 10Hz，最大応力レベルは引張強度の 70%である．実験結果として，繰返し数の初期ではトランスバースき裂が発生し，その後，0/90 界面で初期の層間はく離が発生し，繰返し数が増加すると，1 つの界面が完全にはく離し，その他の層間はく離も増加すると報告している．また，0°層において縦割れが発生，繰返し数の増加に伴い縦割れが成長，0/90°層界面で発生した層間はく離も観察したと報告している．また，層間はく離はトランスバースき裂と縦割れとの交差部で発生するとも報告している．

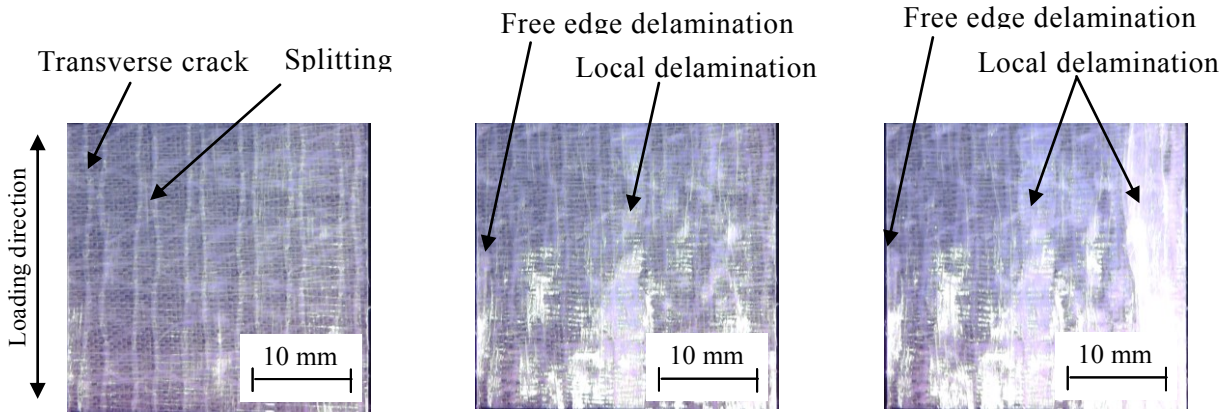
次に Vallons ら[8]は炭素繊維／エポキシ樹脂織物複合材に対して疲労試験を実施している．織構造は綾織り，荷重形態は片振り引張である．最大応力レベル 700MPa（引張強度の約 70%）における平均破断繰返し数は 10^6 回であり，繰返し数 10^3 回ではトランスバースき裂が発生，10^4 回では縦割れおよび層間剥離が発生し，繰返し数の増加に伴い縦割れ（縦方向の黒線）および層間剥離の成長が観察されたと報告している．

最後に，Fig.1.3 にエポキシ樹脂含浸前のガラス繊維縫合繊維強化複合材料を，Fig.1.4 に樹脂含浸後に繰返し荷重を付与した際の試験片表面の CCD 観察画像をそれぞれ示す．試験条件として，積層構成は[0/90]s，縫合糸はポリエステル加工糸，縫合パターンはプロマット，周波数は 2Hz，応力比は 0.1，最大応力レベルは 213MPa（引張強度の 50%）である．なお，この最大応力レベルにおける破断繰返し数は 3025 回である．初期ではトランスバースき裂，縦割れが発生し，サイクル数が増加すると自由端部における層間剥離，局所的な層間剥離が発生する．破断直前では，これらの層間剥離が支配的に進展し，繊維破断を伴って最終破断に至る．



(a) Face (b) back

Fig. 1.3 Glass fiber NCF



(a) N = 1 cycle (b) N = 2000 cycle (c) N = 3000 cycle

Fig. 1.4 CCD images of in-situ observation for NCFC

1.2 疲労強度を基礎とした信頼性設計とその問題点

1.1 節にて述べたように，環境・エネルギー問題への関心の高まりから，輸送機器分野では，燃費向上と CO_2 排出量の削減をねらい，FRP を二次構造材から一次構造材として利用する動きが活発である．一般に，機械構造物を設計する場合，部材の剛性や静的強度の要求を満たしながら，繰返し荷重を考慮した疲労強度設計がなされる．一方，部材に生じる応力（部材に作用する外力）や部材の強度はばらつきを有するため，それらを確率変数として取扱うことで機械構造物の所定の機能を維持する確率を定量的に保証する信頼性設計がある．Fig.1.5 に応力-強度モデル[24]を示す．

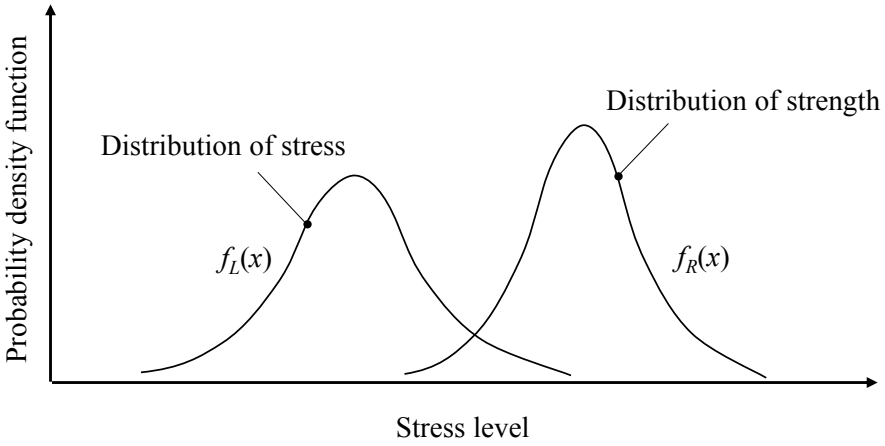


Fig. 1.5　Scheme of Stress–Strength model [24]

これは，応力と強度を確率変数と考え，応力と強度を共通の横軸（確率変数 x）にとり，強度の確率密度関数 $f_R(x)$と応力の確率密度関数 $f_L(x)$を縦軸にとり図示したものである．応力が強度を超えたときに破壊が生じるとすると，応力と強度の各確率分布において互いに重なり合う領域が破壊確率を与える尺度となる. この評価においては，応力（外力）および強度の分布特性が既知である必要がある.

疲労強度を基礎とした信頼性設計には，使用期間内での破壊確率をある値以下に抑える有限寿命設計と，長期間にわたり破壊が生じない確率を基準とする疲労限度設計がある．Fig.1.6 に耐疲労信頼性設計の具体的手順の流れ[25]を示す．本手順では，材料種別，部材形状，荷重形式や使用環境などの情報，静的強度や中央 *S-N* 曲線の機械的特性の情報が必要となる．なお，中央 *S-N* 曲線の有限寿命領域における手順が有限寿命設計，疲労限度付近における手順が疲労限度設計に対応する．有限寿命設計の場合，中央 *S-N* 曲線とその寿命中央値まわりの寿命分布特性を知る必要があり，疲労限度設計の場合，疲労限度とその分布特性を知る必要がある．Fig.1.7 に疲労強度分布および疲労寿命分布の模式図を示す．これらの分布特性に基づく破壊確率を考慮した *P-S-N* 曲線（Fig.1.8）が解析できれば，定振幅荷重下における任意繰返し数の破壊確率の定量的評価や破壊確率を所定の値以下に抑えた疲労設計が可能となる．したがって，耐疲労信頼性設計では，*P-S-N* 曲線の取得が重要であり，そのためには中央 *S-N* 曲線の取得および疲労寿命や疲労限度の分布特性を明確にしておくことが必要となる.

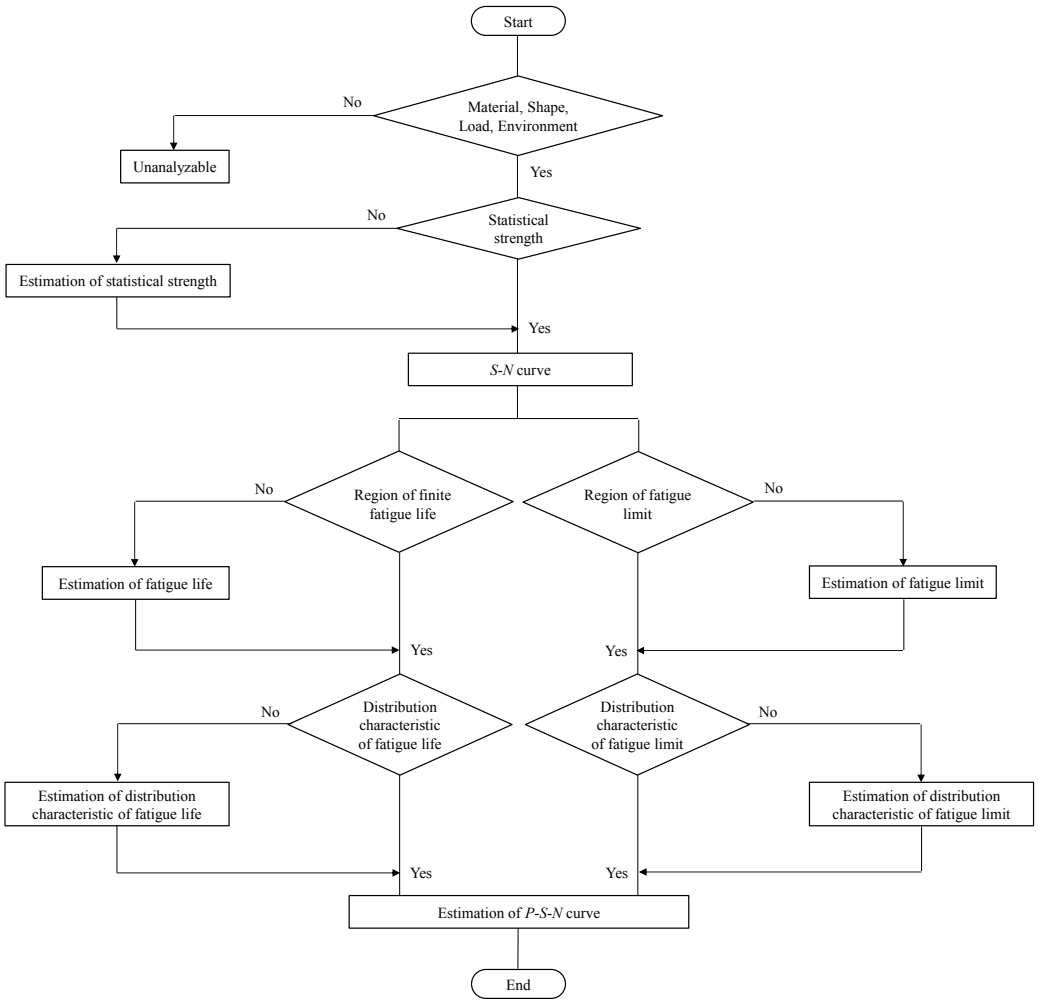


Fig. 1.6 Flowchart of fatigue design procedure based on reliability [25]

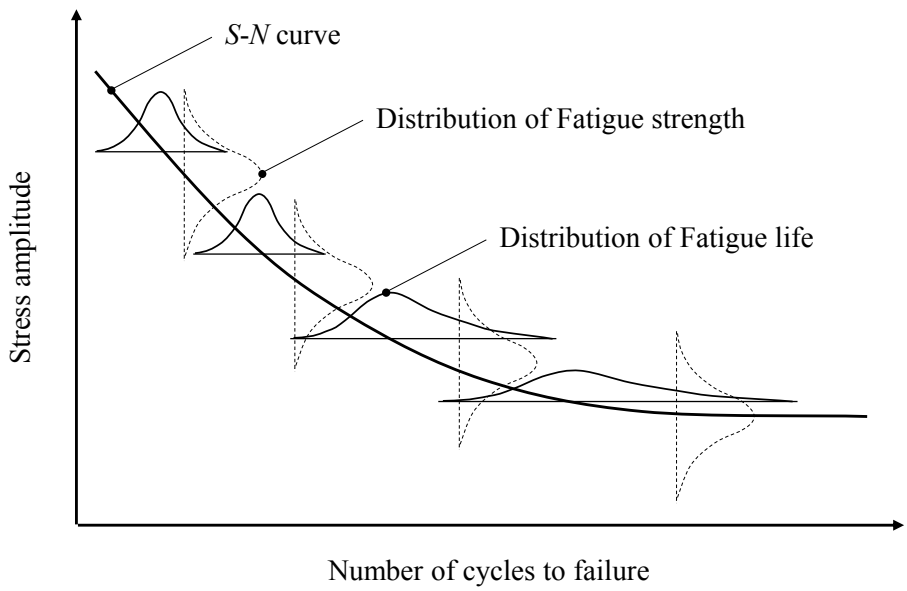


Fig. 1.7 Scheme of distribution of fatigue life and strength

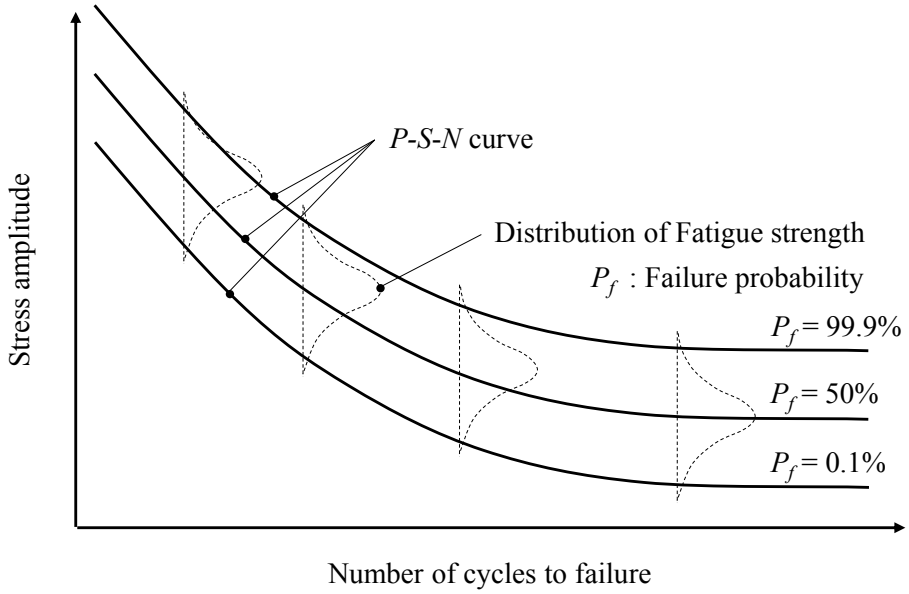


Fig. 1.8　Scheme of *P-S-N* curve based on distribution of fatigue strength

しかしながら，中央 *S-N* 曲線の取得および分布特性の評価には，疲労試験や疲労強度分布を求める方法（プロビット法，ステアケース法）が必要であり，数応力レベルである程度のデータ点が必要となるため，時間と費用が求められる．それに加え，FRP の疲労特性は負荷形態，応力比や応力履歴等の試験条件の影響を受け，さらに，繊維種，樹脂種，繊維体積含有率，繊維配向角，積層構成（積層順序，積層数），強化形態，基材の組合せなど様々な設計変数が存在し，これらの影響を受けることから[8][14][26]，試験条件と設計変数の全組合せを考慮することはさらなる時間的・経済的コストの増加を招く．また，構造物の安全性･信頼性を確保するうえで，事前に *P-S-N* 曲線だけでなく，損傷進展挙動も併せて評価しておくことが重要となる．前項で述べたように FRP には様々な損傷形態が存在し，外力が作用するとそれらが併発，損傷領域も広範囲に及ぶといった複雑な損傷進展挙動を示す．実験における損傷観察には X 線を用いた観察が適用されているが[8][27-29]，実験のみで損傷機構を把握しようとすると，これもまた多くの時間と費用が必要となってしまう．グローバル競争が激化の一途をたどる現在，製造業は製品の開発・設計期間の短縮やコスト競争力向上を目指していることから，FRP の疲労強度，疲労寿命，それらの分布特性および損傷挙動を短期間かつ低コストで取得できる手法の開発が切望される．

1.3　疲労特性に関する既往研究

前節で述べたように耐疲労信頼性設計では *P-S-N* 曲線の取得（中央 *S-N* 曲線，疲労寿命分布，疲労強度分布の取得）が重要であり，FRP の *P-S-N* 曲線を短期間かつ低費用で取得可能な手法の開発が望まれている．FRP を対象とした耐疲労信頼性設計における問題点をまとめると次のとおりである．

（1）*P-S-N* 曲線の取得における問題点

・中央 *S-N* 曲線，疲労寿命分布および疲労強度分布の評価が必要である．

・しかし，それらの取得には様々な試験条件と多数の試験データを要する疲労試験が必要となり，時間と費用が求められる．

（2）FRP を対象とした疲労試験における問題点

・FRP は多くの設計変数を有し，設計変数や試験条件に依存して FRP の疲労特性や損傷挙動が変化する．

・したがって，全ての試験条件と設計変数の組合せを考慮して疲労試験を実施することはさらなる時間と費用が必要となる．

これらの問題点に対しては，試験期間の短縮もしくは少数の試験データの活用の観点から考えると（1）既存の疲労試験データの活用や（2）有限要素法による数値解析手法の援用が有効であると考えられる．金属材料や複合材料において，これらに関する研究はこれまで数多く行われている．

1.3.1　既存の疲労試験データの活用

日本機械学会基準 統計的疲労試験方法[30]に記載されている *S-N* 曲線傾斜部に対する有意差検定法がある．これは，疲労試験より得られた約 15 個前後の疲労試験データをもとに，破壊確率 50%に相当する *S-N* 曲線の傾斜部と水平部を求める試験法を基本とし，さらに，2 つの試験 A，B で得られた 2 本の *S-N* 曲線の傾斜部もしくは水平部が同等であるとみなせるか，あるいは両者に差があるかについての客観的判定を下す有意差検定法である．

中易ら[31]は回帰直性の同等性の統計的検定問題とした多標本疲労試験データの併合法を提案し，その有効性を示している．提案手法を S45C の疲労試験データに適用し，二標本の併合データを用いて *P-S-N* 曲線を評価している．

河井ら[32-34]は，一方向強化 T800H/Epoxy（$R = 0.1$）の非主軸引張疲労試験に対し

て最大応力を引張強度で正規化することにより，繊維配向角度の依存性を取り除くことができると報告している．Vallons ら[8]も繊維配向角の異なる NCFC に対して適用し，その有効性を示している．さらに河井らは，修正疲労強度比 S^*（1-1）を定義し，これを用いることにより非主軸疲労データの繊維配向角度依存性と応力比の影響を取り除くことができると報告している．ここで，式中のσ_Bは非主軸静的強度，σ_aは応力振幅，σ_mは平均応力である．

$$S^* = \frac{\sigma_a}{\sigma_B - \sigma_m} \tag{1-1}$$

酒井ら[35]は，引張強度が異なる 5 シリーズの SCM435 鋼の表面起点型破断および内部起点型の疲労試験データに対して，表面起点型破断データでは応力振幅を破断繰返し数 10^5 回における時間強度により正規化，内部起点型破断データでは応力振幅を破断繰返し数 10^7 回における時間強度により正規化することでデータ併合を行い，*P-S-N* 特性を解析し，その有効性を示している．また，岡田ら[36]や花木ら[37]は，極低炭素鋼や高強度鋼の回転曲げ疲労試験データに対して，応力振幅を引張強度で正規化を行い，データ併合を行った後，*P-S-N* 特性の評価行っている．

西谷ら[38]は，金属材料を対象とした微小き裂伝ぱ則と引張強度に基づく寿命予測法を提案し，寿命予測式（1-2）を様々な鉄鋼材料の実験結果に適用してその有効性を示している．ここで，式中における N_f は破断繰返し数，σ_B は引張強度，σ_a は応力振幅，c_3，α，n は材料定数である．

$$N_f = (2/c_3)\,(\sigma_B/\sigma_a)^n\,\{\ln\alpha + \ln 20\} \tag{1-2}$$

著者ら[39]は，機械構造用炭素鋼の疲労試験データに対して片対数折れ線モデルの回帰を行い，引張強度と回帰パラメータとの相関関係および回帰パラメータ同士の相間関係に着目し，引張強度から *S-N* 曲線を推定する簡易推定法を提案している．

Hanaki ら[40]や座古ら[41,42]は，疲労強度のばらつき一定の仮定に基づき，各寿命における疲労強度を限界繰返し数における疲労強度に換算することで，異なる寿命における疲労強度データを一つにまとめ，少数の疲労試験データから疲労強度分布および *P-S-N* 曲線を推定することを可能としている．

1.3.2　有限要素法による数値解析手法の援用

Lian ら[43]は，0°材，90°材および±45 材の疲労試験から剛性低下特性，残留強度特性を疲労損傷モデルとして定義し，さらに，弾性係数や強度のばらつきを正規分布で考慮し，Hashin の静的破壊則を疲労破壊に拡張して有限要素法による応力解析と組合せることで $[45/90/-45/0]_s$ 材等の *S-N* 特性や剛性低下特性を推定している．

また，Shokrieh ら[44,45]は，一方向材である 0°材の繊維長手方向，トランスバース方向，面内せん断，面外せん断方向の疲労試験から得られた剛性低下特性と残留強度特性を疲労損傷モデルとしてモデル化し，それらのモデルと有限要素解析とを組合せた疲労寿命推定法を提案している．提案手法を円孔付き $[90_4/0_4]$s 材等に適用した結果，*S-N* 特性や残留強度特性が推定可能であることを示している．Noll ら[46]は，0°材，±45 材，$[45/0/-45/90]_s$ 材の疲労試験から得た *S-N* 特性，剛性低下特性，残留強度特性をモデル化し，$[45/0/-45/90]_s$ 材に適用している．また，Gagel ら[10]は NCF を対象として，NCF の疲労試験から得られる *S-N* 特性およびマトリックスき裂のき裂密度をモデル化し，き裂を有する NCF の剛性低下特性を推定している．

Xu ら[47]は，一方向繊維強化複合材料の *S-N* 曲線を疲労損傷モデルとして定義し，繰返し荷重による繊維破断の発生判定を Miner 則で，繊維束内の樹脂き裂の発生判定を 3 次元応力状態における Liu の多軸疲労則（1-3）で定義し，その樹脂き裂の損傷形態をき裂面角度により分類し，有限要素法による応力解析と組み合わせることにより，織物複合材料の疲労寿命推定法を提案している．ここで，（1-3）式中における σ_c は臨界面における最大垂直応力，$\tau_{c(I)}$は臨界面における最大面内せん断応力，$\tau_{c(O)}$は臨界面における最大面外せん断応力，σ_c^H は臨界面における静水圧応力，$f\ (N,\theta_{crack})$はき裂面に対して垂直方向の疲労強度，$t_{(I)}(N,\theta_{crack})$はき裂面に対して平行方向のせん断疲労強度，$t_{(O)}(N,\theta_{crack})$はき裂面に対して繊維方向のせん断疲労強度，$k$，$\beta$は材料パラメータ，$\eta_H$ は静水圧応力の補正係数をそれぞれ示している．

$$\left[\frac{\sigma_c}{f\left(N,\theta_{crack}\right)}\left(1+\eta_N\frac{\sigma_{m,c}}{f\left(N,\theta_{crack}\right)}\right)\right]^2+\left(\frac{\tau_{c(I)}}{t_{(I)}\left(N,\theta_{crack}\right)}\right)^2+\left(\frac{\tau_{c(O)}}{t_{(O)}\left(N,\theta_{crack}\right)}\right)^2+k\left(\frac{\sigma_c^H}{f\left(N,\theta_{crack}\right)}\right)^2=\beta^2 \quad (1\text{-}3)$$

Liu の多軸疲労則を適用する場合，特に$f\ (N,\theta_{crack})$，$t_{(I)}(N,\theta_{crack})$，$t_{(O)}(N,\theta_{crack})$のき裂面における疲労強度が必要となるが，Xu らは Tsai-Wu の強度理論式における静的強度項を一方向繊維強化複合材料の *S-N* 曲線から求まる疲労強度に置換し，き裂面の疲労強度を求めている．

1.4　本研究の目的

FRP の耐疲労信頼性設計では *P-S-N* 曲線の取得が重要であり，そのためには *S-N* 曲線および疲労寿命や疲労強度の分布特性を短期間かつ低費用で取得できることが望ましい．そこで，本研究では，耐疲労信頼性設計への援用を念頭に置き，一方向繊維強化複合材料の既存 *S-N* データと有限要素法とを組合せることにより複雑な強化形態を有するテキスタイル複合材料の疲労寿命およびその分布特性を推定し，疲労試験の長期化問題を解決しうる疲労寿命推定システムの構築を目指す．Fig.1.9 にそのシステムのフローチャートを示す．

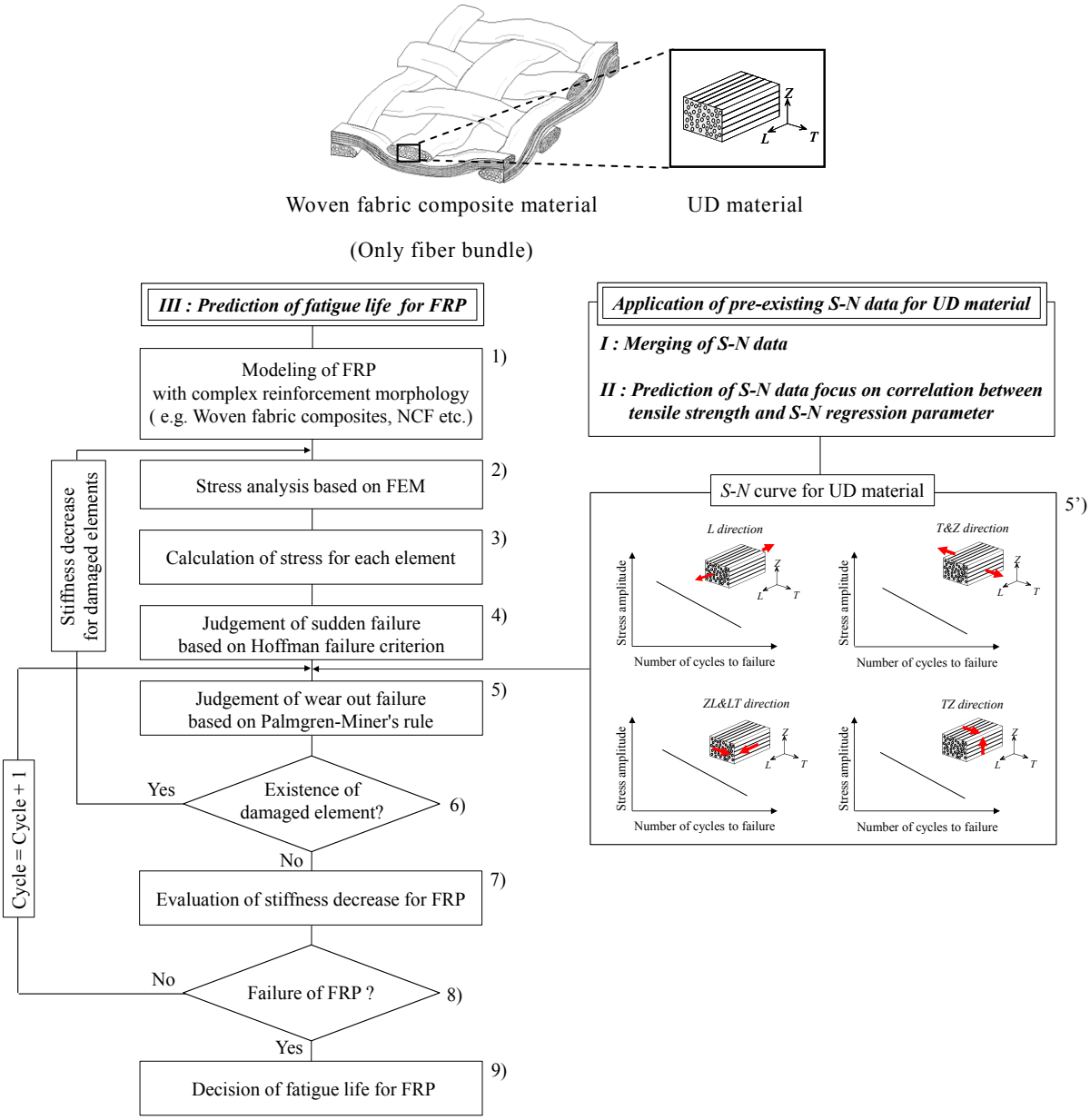


Fig. 1.9　Flowchart of prediction system of fatigue life without experiment

本研究で目指す疲労寿命推定システムの概要を説明する．Fig.1.9 の上図に示すように複雑な強化形態を有するテキスタイル複合材料の微視的基本構造が一方向繊維強化複合材料で構成されていると捉え，（Ⅰ）一方向繊維強化複合材料の既存 *S-N* データから大標本データを創成して *S-N* 曲線を求める，もしくは，（Ⅱ）比較的簡易な試験で求められる引張強度から一方向繊維強化複合材料の *S-N* 曲線を推定し，（Ⅲ）それら *S-N* 曲線と有限要素法による応力解析手法を組み合わせることにより，テキスタイル複合材料全体の疲労寿命およびその分布特性を推定するものである．なお，文章中の（Ⅰ）から（Ⅲ）は Fig.1.9 における番号と対応する．以下に Fig.1.9 のフローチャートの各項目を箇条書きにて記す.

1）テキスタイル複合材料（複雑な強化形態を有する織物複合材料や NCF など）の有限要素モデリングを行う．併せて，境界条件，材料特性値を入力する．
2）有限要素法に基づく応力解析を実施する．
3）各要素における応力を計算する(各要素は一方向繊維強化複合材料として取扱う)．
4）得られた応力から Hoffman 則により各要素の突発損傷型の損傷発生を判定する．
5）得られた応力および 5’）に示す一方向繊維強化複合材料の *S-N* 曲線（疲労強度のばらつきも考慮）から Miner 則により各要素の消耗損傷型の損傷発生を判定する．
6）損傷要素が存在する場合，その要素の剛性を低下させた後，手順 2）に戻り，応力解析を行う．
7）損傷要素の剛性低下をテキスタイル複合材料に反映させ，その剛性を計算する．
8）テキスタイル複合材料全体の剛性があるしきい値まで低下した場合，テキスタイル複合材料全体が破壊したと判定する．しきい値まで低下しない場合は，荷重繰返し数を更新し，手順 5）に戻り，消耗損傷型の損傷発生の判定を行う．
9）テキスタイル複合材料の疲労寿命や疲労寿命分布を決定する．

各項目の詳細は後に示す 4 章にて記載するが，項目 1)，2)，7）から 9）では FRP 全体としての取扱い，項目 3）から 6）では一方向繊維強化複合材料としての取扱いとなる．Fig.1.9 に示す疲労寿命推定システムを実現するため，本研究では次の（Ⅰ）から（Ⅲ）の項目を本研究の目的とした．以下に各研究項目の問題点と新規性をまとめる．なお，研究項目（Ⅰ）から（Ⅲ）は，14 ページの文章中の番号および Fig.1.9 における番号と対応する．

（Ⅰ）一方向繊維強化複合材料の疲労寿命データ群の併合法の開発

既往研究の問題点

・中易ら[31]により統計的検定法に基づく多標本データの併合法が提案されているが，直線型 *S-N* 曲線モデルのみ適用が可能である．

・Vallons[8]，酒井ら[35]，岡田ら[36]，花木ら[37]の応力振幅もしくは最大応力の静的強度による正規化，河井ら[32]の修正疲労強度比を導入することで，金属材料（引張強度が異なるデータ）や複合材料（繊維配向角および応力比が異なるデータ）の疲労試験データを併合可能であるが，それ以外の試験条件下で実施された試験データの併合が試みられておらず，その併合判定法もない．

本研究の新規性

・分散分析表による *S-N* 曲線と疲労試験データとの適合度検定法を応用することにより，*S-N* 曲線モデル型に依存しない，かつ，様々な試験条件下で実施された疲労試験データの併合判定を可能とする．

（Ⅱ）一方向繊維強化複合材料の統計的疲労寿命推定法の開発

既往研究の問題点

・西谷ら[38]や著者ら[39]により，金属材料を対象として，微小き裂伝ぱ則や引張強度と回帰パラメータの相間関係に着目した *S-N* 曲線推定法が提案されているが，複合材料を対象とした推定法がない．

本研究の新規性

・著者ら[39]の手法論を複合材料にも応用し，複合材料においても引張強度から *S-N* 曲線を推定することを可能とする．

（Ⅲ）損傷進展解析に基づくテキスタイル複合材料の疲労寿命推定法の開発

既往研究の問題点

・Gagel ら[10]，Lian ら[43]，Shokrieh ら[44,45]，Noll ら[46]は，疲労損傷モデルに繰返し荷重下における剛性低下特性，残留強度特性やき裂密度を用いている．これら特性を疲労損傷モデルとして利用するためには，新規に疲労試験を実施する必要がある．

・Xu ら[47]は，繊維破断の発生判定を Miner 則で，繊維束内の樹脂き裂の発生判定を 3 次元応力状態における Liu の多軸疲労則で行い，き裂面角度により樹脂き裂の損傷形態の分類を行っている．しかしながら，式（1-3）のき裂面における疲労強度を Twai-Wu の強度理論式を介して一方向繊維強化複合材料の疲労強度から変換する必要があり，さらには材料パラメータ k, βを実験から同定する必要がある．

本研究の新規性

・繰返し荷重下における損傷発生形態を，繰返し荷重に起因する“消耗損傷型”と，ある要素の損傷によりその周囲要素に生じる応力再配分に起因する“突発損傷型”に区分して，それぞれの損傷発生判定を Miner 則および Hoffman 則にて行う．

・さらに，損傷形態を繊維破断と樹脂き裂に分類するが，それぞれの損傷形態の発生判定は Miner 則のみで行うことで，同定パラメータの数を低減し，より簡易に疲労寿命推定を行うことを可能とする．

・Miner 則および一方向繊維強化複合材料の既存 *SN* データから得られる *S-N* 曲線を疲労損傷モデルとして取り扱うことで，新規に疲労試験を実施することなく疲労損傷モデルを定義することを可能とする．

1.5　本論文の構成

本論文は全 6 章で構成される．第 1 章では序論として，FRP の利用動向，強化形態，疲労特性やその損傷進展挙動について記述した．また，耐疲労信頼性設計に関する問題点と既往研究の問題点を照らし合わせて，本研究の目的および新規性を明確にした．

第 2 章では，分散分析表を用いた多標本データ併合法を提案する．一方向炭素繊維強化複合材料の疲労試験データに本提案手法を適用し，データ併合した結果およびその分布特性を評価した結果を示す．

第 3 章では，複合材料に対応した引張強度に基づく *S-N* 曲線の推定法を提案する．一方向ガラス繊維強化複合材料の疲労試験データを対象として，*S-N* 回帰モデルの回帰パラメータと引張強度の相関関係から，引張強度のみで *S-N* 曲線を推定した結果について記述する．

第 4 章では，有限要素法と損傷力学に基づいた損傷進展解析法による疲労寿命推定法を提案する．損傷進展解析手法ならびに疲労損傷モデルとして適用する一方向繊維強化複合材料の *S-N* 曲線と Miner 則について記述する．

第 5 章では，第 4 章の提案手法の妥当性を確認するために，織物複合材料および縫合繊維強化複合材料に提案手法を適用し，得られた *S-N* 曲線や疲労寿命分布および損傷進展挙動の結果を実験結果と比較しながら示し，本手法の有効性を明らかにする．

第 6 章では本研究で得た結果と知見をまとめ，残された課題および今後の展望を記述する．なお，Fig. 1.10 は本研究の流れを示した図である．

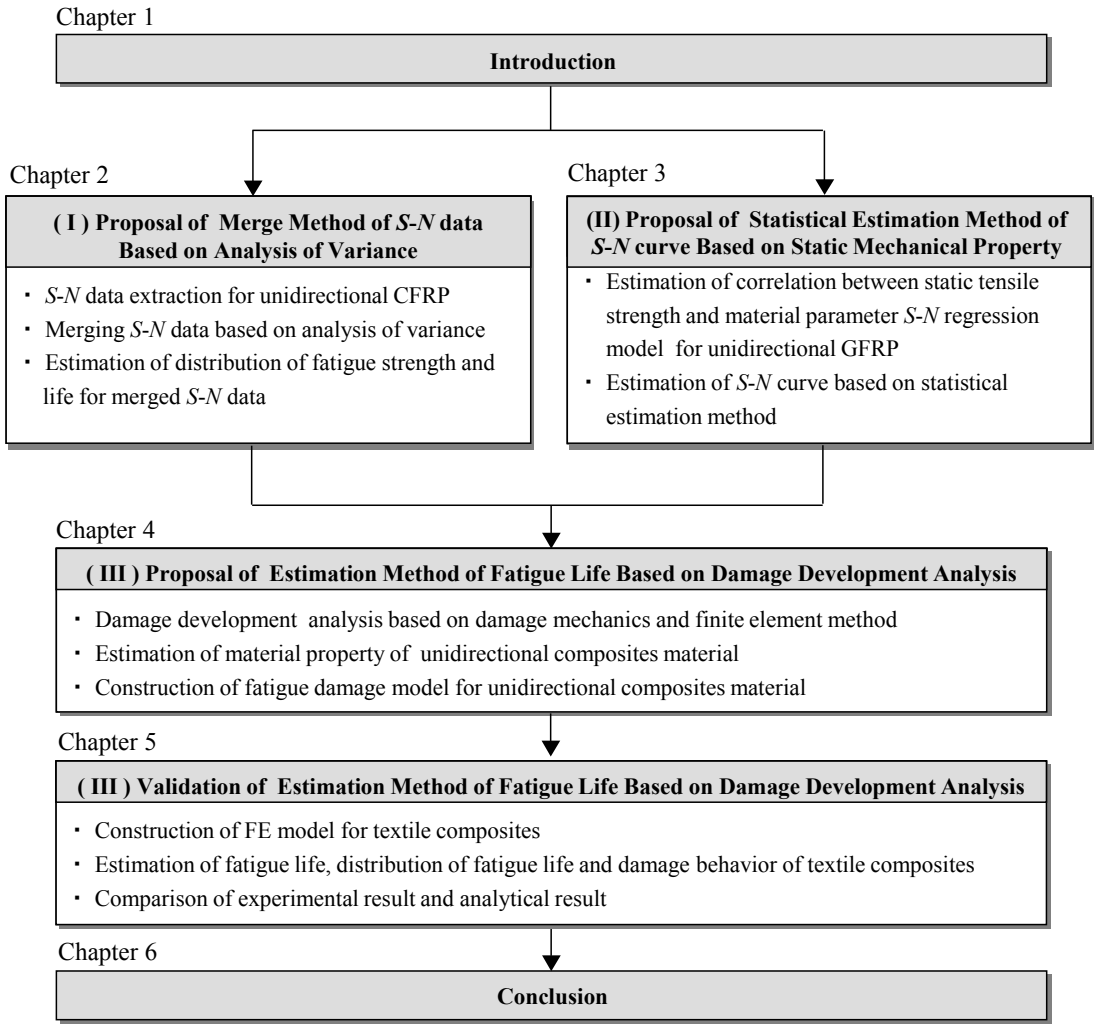


Fig. 1.10 Flowchart of this study

第 2 章　一方向炭素繊維強化複合材料の疲労寿命データ併合法

2.1　緒　言

本章では，分散分析表を基づいた一方向炭素繊維強化複合材料の疲労寿命データ群の併合法を提案し，その妥当性を検証する．まず，2.2 節では 2.4 節にて記載する併合法において必要となる *S-N* 曲線回帰モデルについて記載する．2.3 節では，公表論文より一方向炭素繊維強化複合材料の疲労寿命データを収集し，それらの疲労寿命データに対して併合法の既存手法である引張強度による応力振幅の正規化を行う．2.4 節では分散分析表による併合法を提案し，日本機械学会基準の有意差検定法との比較を行う．2.5 節では収集した疲労寿命データに提案手法を適用し，データ併合を試みる．2.6 節では前節で得られた併合データの疲労寿命分布および疲労強度分布を評価する．

2.2　*S-N*曲線回帰モデルの種類

*S-N*曲線には様々な数学的モデルが提案されており，その回帰において適切なモデルの選択が重要である．日本材料学会ではこれまでに制定された各種回帰基準や公表論文における*S-N*曲線回帰モデルに対して詳細な調査を行い，代表的な8種類の*S-N*曲線回帰モデルからなる学会標準「金属材料疲労信頼性評価標準－*S-N*曲線回帰法－」を2002年に出版した．さらに2008年には改定版[48]（以下，日本材料学会標準と称す）が発行されている．以下に学会標準の8種類の回帰モデルを示す．

（1）斜交双曲線モデル

（a）片対数斜交双曲線モデル

$$(S-E)(S+A\log_{10}N-B)=C \tag{2-1}$$

（b）両対数斜交双曲線モデル

$$(\log_{10}S-E)(\log_{10}S+A\log_{10}N-B)=C \tag{2-2}$$

（2）折れ線モデル

（a）片対数折れ線モデル

$$\begin{aligned} &S+A\log_{10}N=B \\ &S=E \end{aligned} \tag{2-3}$$

（b）両対数折れ線モデル

$$\log_{10} S + A\log_{10} N = B \qquad (2\text{-}4)$$

$$S = E$$

（3）曲線モデル

（a）片対数曲線モデル

$$S = 10^{B - A\log_{10} N} + C \qquad (2\text{-}5)$$

（b）両対数曲線モデル

$$\log_{10} S = 10^{B - A\log_{10} N} + C \qquad (2\text{-}6)$$

（4）直線モデル

（a）片対数直線モデル

$$S + A\log_{10} N = B \qquad (2\text{-}7)$$

（b）両対数直線モデル

$$\log_{10} S + A\log_{10} N = B \qquad (2\text{-}8)$$

ここで，SおよびNはそれぞれ応力レベルおよび疲労寿命である．また，A，B，C，Eはそれぞれ回帰パラメータである．回帰法にはHanakiら[40]により提案されている疲労強度分布に基づく回帰法を用いる．2.4節ではこれら8種類のS-N曲線回帰モデルを利用して疲労寿命データの併合を行う．

2.3　一方向炭素繊維強化複合材料の疲労寿命データの収集と正規化

疲労寿命データの併合に関して，河井ら[32-34]は一方向強化 T800H/Epoxy（R = 0.1）の非主軸引張疲労試験に対して最大応力を引張強度で正規化することにより，繊維配向角度の依存性を取り除くことができると報告している．本研究でもこの知見に基づき正規化による疲労寿命データの併合を行う．まず，公表論文[49-52]より次の（1），（2）の基本条件を基に疲労試験データを抽出し，23 シリーズを解析対象とした．Table 2.1 に一方向炭素繊維強化複合材料のコード番号，繊維種，樹脂種，繊維体積含有率，板厚，積層数，応力比，周波数，静的引張強度，その他条件，参考文献番号をそれぞれ示す．ここで，1 シリーズとは同条件における試験片の疲労試験結果を示す．

（1）材　料　：一方向炭素繊維強化複合材料（UD-CFRP）

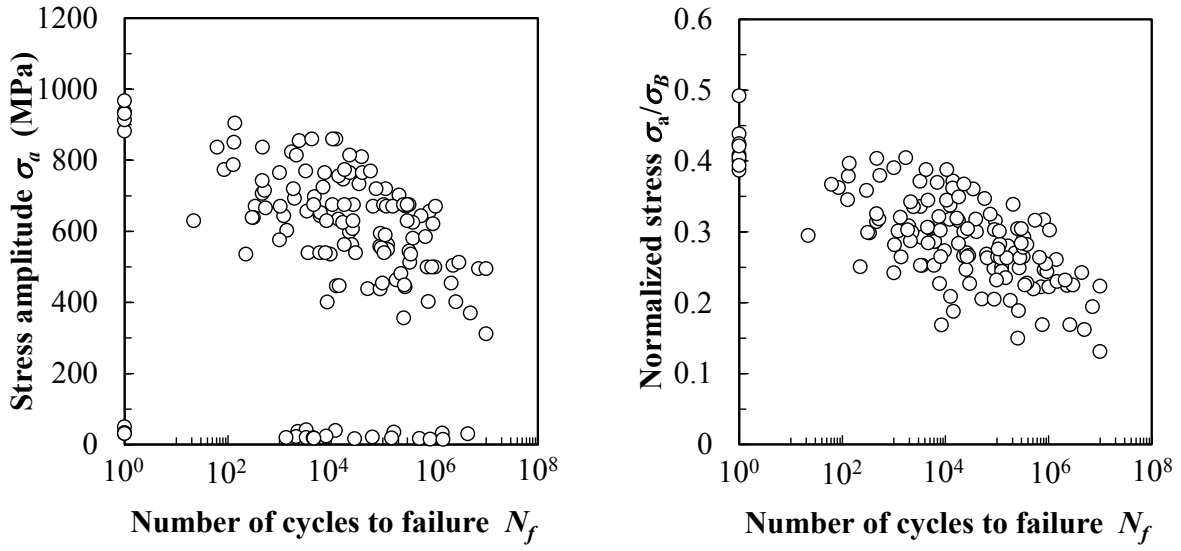
（2）荷重条件：片振り引張（R=0.1）

Table 2.1 Data series of UD-CFRP

Code No.	Fiber	Resin	Specimen	V_f [%]	Tickness [mm]	Number of layers	Stress ratio	Frequency (Hz)	σ_B (MPa)	Other conditons	Reference No.
1	Carbon	Epoxy	T800H/2500	-	2.00	12	0.1	10	2247	Room Temperature	[46]
2	Carbon	Epoxy	T800H/2500	-	2.00	12	0.1	10	2136	100℃	[46]
3	Carbon	Epoxy	TR340H150	-	3.00	20	0.1	10	2280	Room Temperature	[47]
4	Carbon	Epoxy	TR340H150	-	3.00	20	0.1	10	124.4	Room Temperature, Fiber orientaion angle 30°	[47]
5	Carbon	Epoxy	TR340H150	-	3.00	20	0.1	10	79.4	Room Temperature, Fiber orientaion angle 60°	[47]
6	Carbon	Epoxy	TR340H150	-	3.00	20	0.1	10	63.0	Room Temperature, Fiber orientaion angle 90°	[47]
7	Carbon	Epoxy	T-1/347	60.0	-	13	0.1	5	2073	DRY specimen, 77K	[48]
8	Carbon	Epoxy	T-1/347	60.0	-	13	0.1	5	2035	DRY specimen, air, Room Temperature	[48]
9	Carbon	Epoxy	T-1/347	60.0	-	13	0.1	5	1754	WET specimen (80℃, 2 month), 77K	[48]
10	Carbon	Epoxy	T-1/347	60.0	-	13	0.1	5	1782	WET specimen (80℃, 2 month), water	[48]
11	Carbon	Epoxy	T-1/347	60.4	1.92	13	0.1	5	2548	DRY specimen in air-air	[49]
12	Carbon	Epoxy	T-1/347	60.4	1.92	13	0.1	5	2548	DRY specimen in air-water (25℃)	[49]
13	Carbon	Epoxy	T-1/347	60.4	1.92	13	0.1	5	2548	DRY specimen in air-water (65℃)	[49]
14	Carbon	Epoxy	T-1/347	60.4	1.92	13	0.1	5	1959	WET specimen (80℃, 2 month) in water-air	[49]
15	Carbon	Epoxy	T-1/347	60.4	1.92	13	0.1	5	1959	WET specimen (80℃, 2 month) in water-water (25℃)	[49]
16	Carbon	Epoxy	T-1/347	60.4	1.92	13	0.1	5	1959	WET specimen (80℃, 2 month) in water-water (65℃)	[49]
17	Carbon	Epoxy	MM-1/982X	55.8	2.13	14	0.1	5	2217	DRY specimen in air-air	[49]
18	Carbon	Epoxy	MM-1/982X	55.8	2.13	14	0.1	5	2217	DRY specimen in air-water (25℃)	[49]
19	Carbon	Epoxy	MM-1/982X	55.8	2.13	14	0.1	5	2217	DRY specimen in air-water (65℃)	[49]
20	Carbon	Epoxy	MM-1/982X	55.8	2.13	14	0.1	5	2379	WET specimen (80℃, 2 month) in water-water	[49]
21	Carbon	Epoxy	MM-1/982X	55.8	2.13	14	0.1	5	2379	WET specimen (80℃, 2 month) in water-water (25℃)	[49]
22	Carbon	Epoxy	MM-1/982X	55.8	2.13	14	0.1	5	2379	WET specimen (80℃, 2 month) in water-water (65℃)	[49]
23	Carbon	Epoxy	MM-1/982X	55.8	2.13	14	0.1	5	2379	WET specimen (80℃, 12 month) in water-water (25℃)	[49]

抽出した疲労試験データについて，繊維種は炭素繊維，樹脂種はエポキシ樹脂であるが，東レ株式会社製や三菱レイヨン株式会社製などが含まれている．また，繊維体積含有率は55.8%から60.4%の範囲，板厚は1.92mmから3.0mmの範囲，積層数は12層から20層の範囲，周波数は5Hzもしくは10Hz，引張強度は63.0MPaから2379MPaの範囲である．その他条件において，室温環境下，高温環境下（100℃），極低温環境下（77K），水中環境下（水温25℃，65℃）において疲労試験されたものや室内室温放置試験片（DRY試験片），吸水試験片（WET試験片，80℃のイオン交換水中に約2ヶ月もしくは12ヶ月浸漬），繊維配向角（0°，30°，60°，90°）などの試験片が疲労試験に使用されているデータを抽出している．

この収集した23シリーズに対して各シリーズの応力振幅σ_aを引張強度σ_Bで正規化した．Fig.2.1(a)に解析対象の全データを片対数グラフにプロットした結果を，Fig.2.1(b)に解析対象の全データを正規化し，再プロットした結果をそれぞれ示す．



(a) Before normalization　　(b) After normalization

Fig. 2.1　*S-N* plots and σ_a/σ_B-*N* plots of UD-CFRP

正規化前では試験応力の範囲が広い．なお，低応力振幅における疲労試験データは，コード番号4，5，6（繊維配向角が30°，60°，90°）のデータであり，疲労強度は繊維配向角の依存性を有することがわかる．正規化後では疲労試験結果が比較的狭い領域に収まっていることが確認できる．しかしながら，全てのデータが共通の散布帯に収まるのではなく，複数のグループに分類される傾向が見られる．上述したように，応力振幅σ_aを引張強度σ_Bで正規化する手法は従来から金属材料，繊維強化複合材料においても様々なデータを共通の散布帯に収めることができると報告されているが

[32-37]，機械構造用炭素鋼に限定しても正規化を行ったデータは全ての鋼種データが共通の散布帯に収まるとは限らず，炭素含有量や熱処理条件により幾つかのグループに分類される[53]．したがって，一方向炭素繊維強化複合材料においても試験条件などによりいくつかのグループに分類される可能性があると考えられる．そこで次節では,分散分析表に基づく併合法を提案し,疲労寿命データ群の選別および併合を行う.

2.4　疲労寿命データ併合法の提案と有意差検定法との比較

2.4.1　分散分析に基づく併合法の提案

日本材料学会標準[48]では，疲労試験データに対する回帰モデルの適合度検定に分散分析表を用いている．本研究では，日本材料学会標準[48]の適合度検定に準拠して併合法に応用する．まず，分散分析表により回帰モデルの適合度を検定する手順を述べる．Fig.2.2に*S-N*線図における変動要因の模式図を示す.

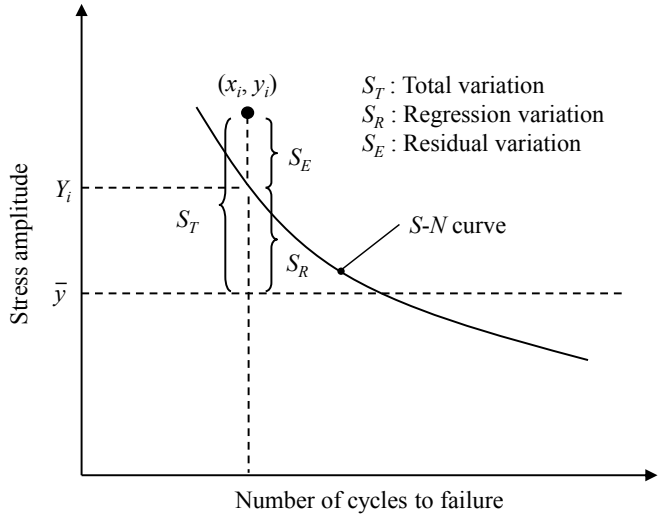


Fig. 2.2　Scheme of variation factor on *S-N* diagram

xを説明変数，yを目的変数，n個（i = 1～n）のデータセットを(x_i, y_i)，*S-N*曲線回帰モデルから求まるx_iにおけるy座標値をY_iとしたとき，回帰変動S_R，残差変動S_E，全変動S_Tはそれぞれ次式で表される.

$$S_R = \sum_{i=1}^{n} \left(Y_i - \bar{y} \right)^2 \tag{2-9}$$

$$S_E = \sum_{i=1}^{n} \left(y_i - Y_i \right)^2 \tag{2-10}$$

$$S_T = \sum_{i=1}^{n} \left(y_i - \bar{y} \right)^2 \tag{2-11}$$

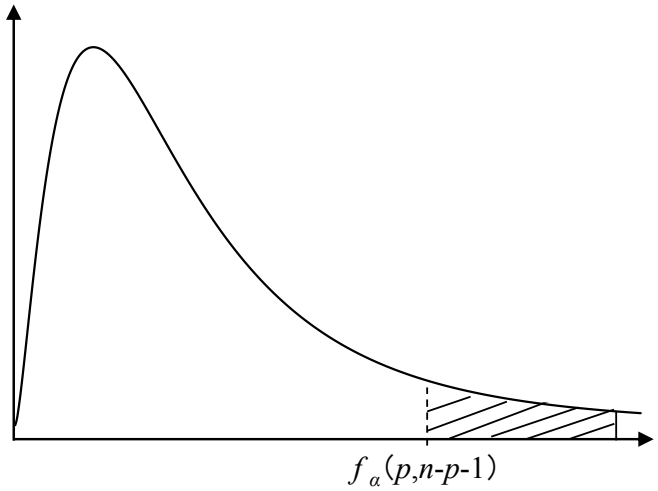
ここで，$\bar{y}$はy_iの平均値である．S_R，S_E，S_Tの間には二乗和の分解則が成り立つため，これらの間には次式の関係が成り立つ．

$$S_T = S_R + S_E \tag{2-12}$$

以上の考え方に従い，変動の独立寄与分について自由度を調整したものが Table 2.2 に示す分散分析表である．分散比 F は，自由度 p，n-p-1 の F 分布（Fig.2.3）に従うので，F 分布の上側 100α%点つまり $F_\alpha(p, n\text{-}p\text{-}1)$を比較して F 値の方が大きければ帰無仮説（寄与率 0）は危険率 100α%で棄却され，データと回帰モデルの間に相関があると判定できる．なお，αは有意水準，p は回帰パラメータ数をそれぞれ示している．

Table 2.2　Analysis of variance table [48]

	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	S_R	$\phi_1=p$	$V_R=S_R/\phi_1$	$F=V_R/V_E$
Residual variation	S_E	$\phi_2=n\text{-}p\text{-}1$	$V_E=S_E/\phi_1$	
Total variation	S_T	$\phi=n\text{-}1$		



Distribution of V_R/V_E

Fig. 2.3　Scheme of F distribution

提案手法では，分散分析表に基づく*S-N*曲線の適合度検定を応用して，以下の手順による独自のアルゴリズムを確立およびプログラム化し，疲労寿命データ群の併合を行う．Fig.2.4に提案手法の模式図を示す．

（1）2つのデータ群*A*，*B*に対してそれぞれに*S-N*曲線回帰モデルを決定する．なお，回帰モデルとして，日本材料学会標準[48]の8種類の回帰モデルを適用する．
（2）データ群*A*に対して得られた回帰モデルをデータ群*B*に適用する．そして，その場合における*S-N*曲線の適合度検定を行う．
（3）データ群*B*に対して得られた回帰モデルをデータ群*A*に適用する．そして，その場合における*S-N*曲線の適合度検定を行う．
（4）（2），（3）の検定でいずれも帰無仮説が棄却された場合，併合可能と判定する．
（5）（1）から（4）の評価を評価対象となる全てのデータ群に対して総当たりで行い，併合可能と判定されたデータ群の組合せのうち，全ての組合せで併合可能と判定できるデータ群の組合せを最終的に併合可能データとして取り扱う．

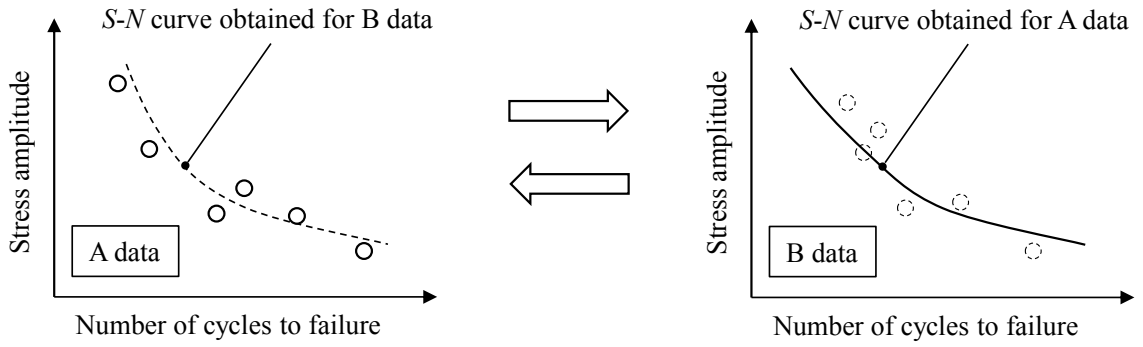


Fig. 2.4　Scheme of proposal method

なお，提案手法は，8つの*S-N*曲線回帰モデルに全て対応しており，任意に回帰モデルを選択してデータ併合の判定が可能である．ただし，分散分析表を作成する際に必要となる疲労試験の破断データ数が適用する*S-N*曲線回帰モデルに依存して異なる．斜交双曲線モデルでは6個，折れ線モデルでは4個，曲線モデルに必要な破断データ数は5個，直線モデルでは4個である．

2.4.2　提案手法と日本機械学会基準の有意差検定法との比較

日本機械学会基準 統計的疲労試験方法[30]（以下，日本機械学会基準と称す）に記載されている*S-N*曲線傾斜部に対する有意差検定法と提案手法を比較する．日本機械学会基準では，疲労試験より得られた約15個前後の疲労試験データをもとに，破壊確率50%に相当する*S-N*曲線の傾斜部と水平部を求める試験法を基本とする．さらに，2つの試験A, Bで得られた2本の*S-N*曲線の傾斜部もしくは水平部が同等であるとみなせるか，あるいは両者に差があるかについての客観的判定を下す有意差検定法が定められており，*S-N*曲線回帰モデルとして直線モデルのみ対応している．本項では，同一の疲労試験データに対して，日本機械学会基準における傾斜部の有意差検定法および提案手法を適用し，各手法における検定結果を比較する．

日本機械学会基準では，2つの試験A，Bで得られた2本の*S-N*曲線傾斜部，すわわち，2本の回帰直線の有意差を次の(1)から(4)の順に検定し，全ての検定において仮説が採択されれば，2本の回帰直線には有意差がなく同等であるとみなしている

（1）直線性
（2）等分散
（3）等勾配
（4）等切片

Table 2.3に示す日本機械学会基準に記載されている試験A，Bの疲労試験データに対して，日本機械学会基準の有意差検定法および提案手法を適用する．なお，Fig.2.5に試験A，Bの*S-N*線図を示す．

Table 2.3　Fatigue test data of test A and B [30]

Test A		Test B	
Stress (MPa)	Number of cycles to failure	Stress (MPa)	Number of cycles to failure
450	34100	450	38200
450	52300	450	44400
420	96600	420	75500
420	149800	420	122700
390	272700	390	232800
390	412500	390	340600
360	801400	360	501300
360	1324200	360	943900

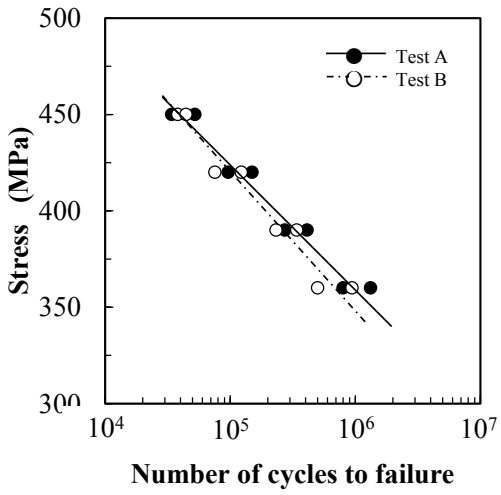


Fig. 2.5　*S-N* diagram for test A and test B [30]

Table 2.3の疲労試験データに対して，日本機械学会基準の有意差検定を適用した結果であるが，Table 2.4に直線性の検定結果を，Table 2.5に等分散，等勾配，等切片の検定結果をそれぞれ示す．Table 2.4およびTable 2.5に示すとおり，全ての検定において，仮説が採択されており，試験A，Bの2本の回帰直線には有意差がなく同等であるとみなすことができる．

Table 2.4　Result of linearity test based on JSME standard [30]

Data item	Test A	Test B
n_I	8	8
l	4	4
m_i	2	2
$\bar{x}$	405	405
$\bar{y}$	5.3111	5.2213
$\hat{\beta}$	-0.01536	-0.01378
F_0	0.02122	0.08649
$F(2, 4 ; 0.05)$	6.944	6.944
Hypothesis for linearity	Adoption	Adoption

Table 2.5　Result of test of significant difference based on JSME standard [30]

Data item	Test A	Test B	Common data item
n_I	8	8	16
$\bar{x}$	405	405	
$\bar{y}$	5.3111	5.2213	
$\Sigma(x_i - \bar{x})^2$	9000	9000	
$\Sigma(y_i - \bar{y})^2$	2.199	1.789	
$\Sigma(x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})$	-138.2	-124.0	
$\hat{\beta}$	-0.01536	-0.01378	-0.01457
$\bar{y} - \hat{\beta}\bar{x}$	11.53	10.80	
$\hat{\sigma}^2$	0.01269	0.01318	
$\hat{\sigma}_1^2$			0.01293
$\hat{\sigma}_0^2$			0.01117
$\hat{\sigma}_2^2$			0.012808
F_V or $1F_V$			1.038
$F(6, 6 ; 0.025)$			5.820
Hypothesis for equality of variance			Adoption
t			0.9291
t (12, 0.05)			2.179
Hypothesis for equality of slope			Adoption
t			1.587
t (13, 0.05)			2.160
Hypothesis for equality of intercept			Adoption
Synthetic judgment			Equality

次にTable 2.3の疲労試験データに対して，提案手法を適用した結果をTable 2.6に示す．なお，試験A，Bの疲労試験データには，日本材料学会標準[48]に基づき片対数直線モデルを回帰している．Table 2.6に示すとおり，試験A，Bの疲労試験データに対して有意水準0.01において帰無仮説が棄却されていることから，試験A，Bは併合可能データであると判定される．これは，試験Aにおける回帰直線Aが試験Bの疲労試験データを説明しうる，試験Bにおける回帰直線Bが試験Aの疲労試験データを説明しうるということであるから，両回帰直線は同等とみなせることと等価であると考えられ

る．したがって，提案手法は妥当性を有すると考えられる．次節では，提案手法をTable 2.1に示す一方向炭素繊維強化複合材料に適用し，疲労寿命データの併合を行う．

Table 2.6　Result of analysis of variance table based on proposal method

Regression parameter of *S-N* curve B	Slope *A*		Intercept *B*	
	69.4		767	
Test A - *S-N* curve B	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	10885	2	5443	38.08
Residual variation	715	5	143	-
Total variation	11600	7	-	-
$F_{0.01}$ (2, 5)	13.3			
Judement	Rejection			

Regression parameter of *S-N* curve A	Slope *A*		Intercept *B*	
	62.9		739	
Test B - *S-N* curve A	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	7322	2	3661	25.16
Residual variation	727	5	145	-
Total variation	8049	7	-	-
$F_{0.01}$ (2, 5)	13.3			
Judement	Rejection			

2.5　収集した疲労寿命データに対する提案手法の適用

Fig.2.1の正規化した疲労試験データに対して提案手法を適用する．使用する*S-N*曲線回帰モデルは片対数直線モデルとする．そして，解析対象の23シリーズ中，Table 2.6に示す破断データ数が4個以下のコードシリーズ（コード番号12，13，14，18，19，20）を除去後，残りの17シリーズに対し，有意水準0.05において提案手法を適用する．適用の結果，17シリーズ中4シリーズ（コード番号1，2，3，5）が1グループに併合できると判定された．Fig.2.6に提案手法を適用したσ_a/σ_B-*N*プロット結果を示す．なお，Fig.2.6は17シリーズの全プロット点を示しており，併合可能と判定されたプロット点は黒丸で示している．また，Table 2.7からTable2.12において，提案手法により併合可能と判定された各コードの組合せに対する分散分析表の結果を示す．Table 2.7より，

コード1の片対数直線回帰モデルをコード2の疲労試験データに適用したところ，分散比は5.82であり，自由度（2,8）のF分布の有意水準0.05における分散比4.46よりも大きい．一方，逆の場合，分散比は19.83であり，自由度（2,14）のF分布の有意水準0.05における分散比3.74よりも大きい．Table 2.8より，コード1の片対数直線回帰モデルをコード3の疲労試験データに適用したところ，分散比は49.57であり，自由度（2,12）のF分布の有意水準0.05における分散比3.89よりも大きい．一方，逆の場合，分散比は79.02であり，自由度（2,14）のF分布の有意水準0.05における分散比3.74よりも大きい．Table 2.9より，コード1の片対数直線回帰モデルをコード5の疲労試験データに適用したところ，分散比は27.3であり，自由度（2,5）のF分布の有意水準0.05における分散比5.79よりも大きい．一方，逆の場合，分散比は77.22であり，自由度（2,14）のF分布の有意水準0.05における分散比3.74よりも大きい．Table 2.10より，コード2の片対数直線回帰モデルをコード3の疲労試験データに適用したところ，分散比は29.39であり，自由度（2,12）のF分布の有意水準0.05における分散比3.89よりも大きい．一方，逆の場合，分散比は7.30であり，自由度（2,8）のF分布の有意水準0.05における分散比4.46よりも大きい．Table 2.11より，コード2の片対数直線回帰モデルをコード5の疲労試験データに適用したところ，分散比は10.12であり，自由度（2,5）のF分布の有意水準0.05における分散比5.79よりも大きい．一方，逆の場合，分散比は6.33であり，自由度（2,8）のF分布の有意水準0.05における分散比4.46よりも大きい．Table 2.12より，コード3の片対数直線回帰モデルをコード5の疲労試験データに適用したところ，分散比は31.84であり，自由度（2,5）のF分布の有意水準0.05における分散比5.79よりも大きい．一方，逆の場合，分散比は51.34であり，自由度（2,12）のF分布の有意水準0.05における分散比3.89よりも大きい．したがって，いずれの場合においても，分散分析表から求まる分散比がF分布から求まる各自由度の有意水準0.05における分散比よりも大きいことから，帰無仮説（寄与率0）が棄却され，併合可能と判定される．この併合データに含まれるシリーズは，高温環境（繊維配向角0°，試験温度100℃），常温環境（繊維配向0°，60°）における疲労寿命データである．高温環境下と常温環境下の疲労試験データが併合されているが，両者とも繊維配向角が0°であり，その破壊形態が繊維破断支配型であるためと考えられる．一方，併合不可と判定されたシリーズには極低温度および吸水複合環境下における疲労試験データが大半を占めている．

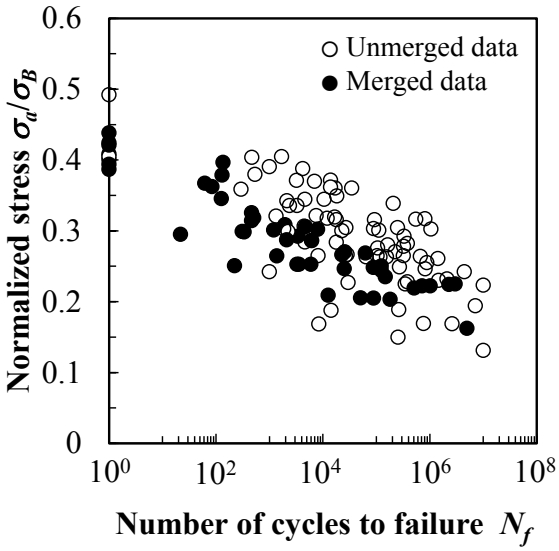


Fig. 2.6 σ_a/σ_B-N plots of UD-CFRP after applying of proposal method

Table 2.7 Result of analysis of variance table for code 1 and code 2

Regression parameter of S-N curve of code 1	Slope A		Intercept B	
	0.033		0.416	
Code 2 - S-N curve of code 1	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	0.0417	2	0.0208	5.82
Residual variation	0.0287	8	0.0036	-
Total variation	0.0703	10	-	-
$F_{0.05}$ (2, 8)				4.46
Judement				Rejection

Regression parameter of S-N curve of code 2	Slope A		Intercept B	
	0.048		0.420	
Code 1 - S-N curve of code 2	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	0.1735	2	0.0868	19.83
Residual variation	0.0613	14	0.0044	-
Total variation	0.2348	16	-	-
$F_{0.05}$ (2, 14)				3.74
Judement				Rejection

Table 2.8 Result of analysis of variance table for code 1 and code 3

Regression parameter of S-N curve of code 1	Slope A		Intercept B	
	0.033		0.416	
Code 3 - S-N curve of code 1	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	0.0812	2	0.0406	49.57
Residual variation	0.0098	12	0.0008	-
Total variation	0.0911	14	-	-
$F_{0.05}$ (2, 12)				3.89
Judement				Rejection

Regression parameter of S-N curve of code 3	Slope A		Intercept B	
	0.036		0.419	
Code 1 - S-N curve of code 3	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	0.0765	2	0.0383	79.02
Residual variation	0.0068	14	0.0005	-
Total variation	0.0833	16	-	-
$F_{0.05}$ (2, 14)				3.74
Judement				Rejection

Table 2.9 Result of analysis of variance table for code 1 and code 5

Regression parameter of S-N curve of code 1	Slope A		Intercept B	
	0.033		0.416	
Code 5 - S-N curve of code 1	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	0.0381	2	0.0191	27.3
Residual variation	0.0035	5	0.0007	-
Total variation	0.0416	7	-	-
$F_{0.05}$ (2, 5)				5.79
Judement				Rejection

Regression parameter of S-N curve of code 5	Slope A		Intercept B	
	0.033		0.408	
Code 1 - S-N curve of code 5	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	0.0647	2	0.0323	77.22
Residual variation	0.0059	14	0.0004	-
Total variation	0.0706	16	-	-
$F_{0.05}$ (2, 14)				3.74
Judement				Rejection

Table 2.10 Result of analysis of variance table for code 2 and code 3

Regression parameter of S-N curve of code 2	Slope A		Intercept B	
	0.048		0.420	
Code 3 - S-N curve of code 2	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	0.1812	2	0.0906	29.39
Residual variation	0.037	12	0.0031	-
Total variation	0.2182	14	-	-
$F_{0.05}$ (2, 12)				3.89
Judement				Rejection

Regression parameter of S-N curve of code 3	Slope A		Intercept B	
	0.363		0.419	
Code 2 - S-N curve of code 3	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	0.0414	2	0.0207	7.30
Residual variation	0.0227	8	0.0028	-
Total variation	0.0641	10	-	-
$F_{0.05}$ (2, 8)				4.46
Judement				Rejection

Table 2.11 Result of analysis of variance table for code 2 and code 5

Regression parameter of S-N curve of code 2	Slope A		Intercept B	
	0.048		0.420	
Code 5 - S-N curve of code 2	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	0.0878	2	0.0439	10.12
Residual variation	0.0217	5	0.0043	-
Total variation	0.1095	7	-	-
$F_{0.05}$ (2, 5)				5.79
Judement				Rejection

Regression parameter of S-N curve of code 5	Slope A		Intercept B	
	0.033		0.408	
Code 2 - S-N curve of code 5	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	0.0352	2	0.0176	6.33
Residual variation	0.0222	8	0.0028	-
Total variation	0.0574	10	-	-
$F_{0.05}$ (2, 8)				4.46
Judement				Rejection

Table 2.12　Result of analysis of variance table for code 3 and code 5

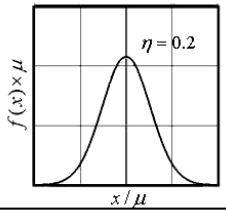
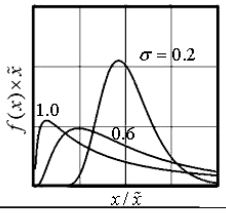
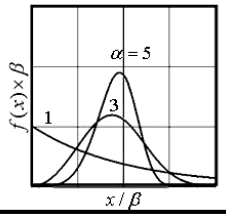
Regression parameter of S-N curve of code 3	Slope A		Intercept B	
	0.036		0.419	
Code 5 - S-N curve of code 3	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	0.0445	2	0.0223	31.84
Residual variation	0.0035	5	0.0007	-
Total variation	0.0480	7	-	-
$F_{0.05}$ (2, 5)				5.79
Judement				Rejection

Regression parameter of S-N curve of code 5	Slope A		Intercept B	
	0.033		0.408	
Code 3 - S-N curve of code 5	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	0.0807	2	0.0404	51.34
Residual variation	0.0094	12	0.0008	-
Total variation	0.0902	14	-	-
$F_{0.05}$ (2, 12)				3.89
Judement				Rejection

2.6　一方向炭素繊維強化複合材料の併合データの分布特性評価

疲労寿命や疲労強度は，試験片の形状・寸法や疲労試験条件を一定に保持しても一般に大きなばらつきを示す．このようなばらつきの発生要因には，材料化学成分，熱処理条件，試験片の加工方法・残留応力や機械的性質の固有のばらつき，成型方法や積層のばらつきなどが考えられる[54]．これらのばらつきは単独に発生するものではないため，その要因を個別に分析することは非常に困難である．したがって，一般にこれらの要因をすべて一括して分布特性を評価する場合が多い．このばらつきを定量的に表すため，様々な分布形状が適用される．Table 2.13 に材料強度や疲労寿命を表す分布として広く用いられている正規分布，対数正規分布，ワイブル分布（2 母数もしくは 3 母数）の関数とその分布形状の概形を示す[55]．一般に，疲労寿命分布には，対数正規分布やワイブル分布が適用され，疲労強度分布には正規分布，対数正規分布，ワイブル分布などのいずれかの分布が適用される[56,57]．また，分布形状を決定する母数を推定する方法として，確率紙を用いた方法，モーメント法，最尤法があるが，簡便な方法として確率紙がよく用いられており，本研究でも確率紙を用いて分布形を推定する．確率紙における累積確率の評価法にはメジアンランク法[58,59]を用いる．

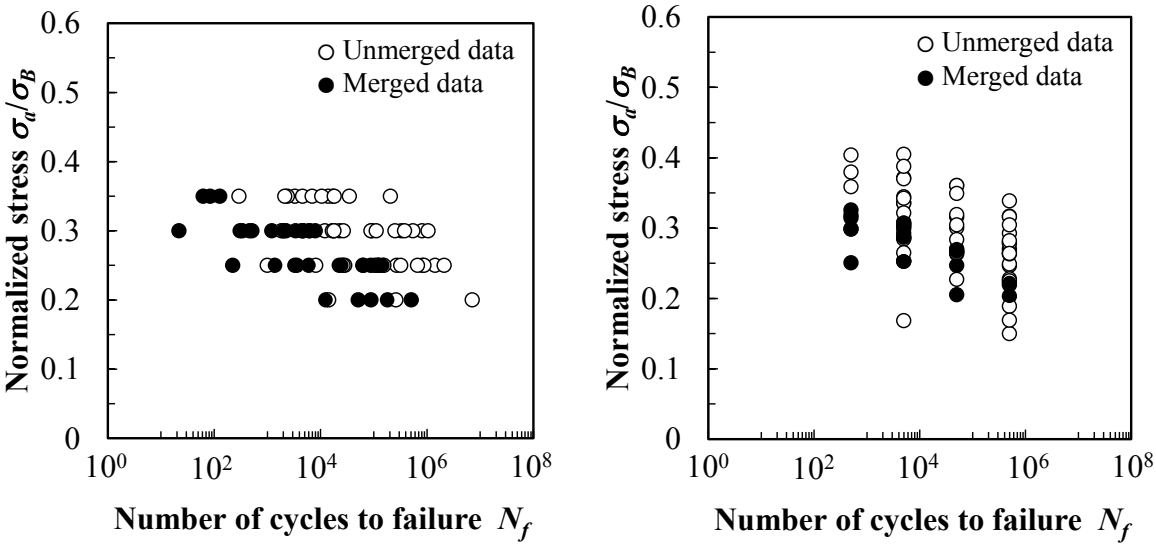
Table 2.13　Probability density function of each distribution [55]

	Scheme of distribution	Probability density function $f(x)$ Cumulative probability function $F(x)$	Mean value μ_x Standard deviation σ_x
Normal distribution		$f(x)=\frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_x}\exp\left\{-\frac{(x-\mu_x)^2}{2\sigma_x^2}\right\}$ $F(x)=\frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_x}\int_{-\infty}^{x}\exp\left\{-\frac{(\xi-\mu_x)^2}{2\sigma_x^2}\right\}d\xi$	$\eta=\frac{\sigma_x}{\mu_x}$
Log-normal distribution		$f(x)=\frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_{Lx}}\frac{1}{x}\exp\left\{-\frac{(\ln x-\mu_{Lx})^2}{2\sigma_{Lx}^2}\right\}$ $F(x)=\frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_{Lx}}\frac{1}{x}\int_{-\infty}^{x}\exp\left\{-\frac{(\ln x-\mu_{Lx})^2}{2\sigma_{Lx}^2}\right\}d\xi$	$\mu_x=\exp\left(\mu+\frac{1}{2}\sigma_{Lx}^2\right)$ $\sigma_x=\sqrt{\left\{\exp\left(2\mu_{Lx}+\sigma_{Lx}^2\right)\right\}\left\{\exp\left(\sigma_{Lx}^2-1\right)\right\}}$
Weibull distribution		$f(x)=\frac{\alpha_x}{\beta_x}\left(\frac{x-\gamma_x}{\beta_x}\right)^{\alpha_x-1}\exp\left\{-\left(\frac{x-\gamma_x}{\beta_x}\right)^{\alpha_x}\right\}$ $F(x)=1-\exp\left\{-\left(\frac{x-\gamma_x}{\beta_x}\right)^{\alpha_x}\right\}$ α_x :Shape parameter　β_x :Scale parameter γ_x :Location parameter	$\mu=\beta_x\Gamma\left(1+\frac{1}{\alpha_x}\right)+\gamma_x$ $\sigma_x=\sqrt{\beta_x^2\left[\Gamma\left(1+\frac{2}{\alpha_x}\right)-\left\{\Gamma\left(1+\frac{2}{\alpha_x}\right)\right\}^2\right]}$ $\left(\Gamma(x)=\int_0^\infty e^{-t}t^{x-1}dt\right)$

一方向炭素繊維強化複合材料の正規化後の全データ（23 シリーズ）および提案手法適用後の併合データ（4 シリーズ）に対する疲労寿命と疲労強度の分布特性を評価する．まず，分布特性を評価するにあたり，4 種類の正規化応力レベルを代表値とし，その周辺データをグラフ上で垂直に移動させてまとめる．まとめる際の応力範囲は，σ_a/σ_B±0.02 とする．Fig.2.7(a)にまとめた結果を示す．なお，黒丸のプロット点は提案手法適用後の疲労試験データ（4 シリーズ）を示している．同様に，4 種類の寿命を代表値とし，その周辺データを水平移動させてまとめる．まとめる際の寿命範囲を $1.5\times10^n \leqq N_f \leqq 0.85\times10^{n+1}$ とする．Fig.2.7(b)にまとめた結果に示す．なお，黒丸のプロット点は提案手法適用後の疲労試験データ（4 シリーズ）を示している．また，各データシリーズの静的強度および打ち切りデータは分布特性評価の対象外とした．

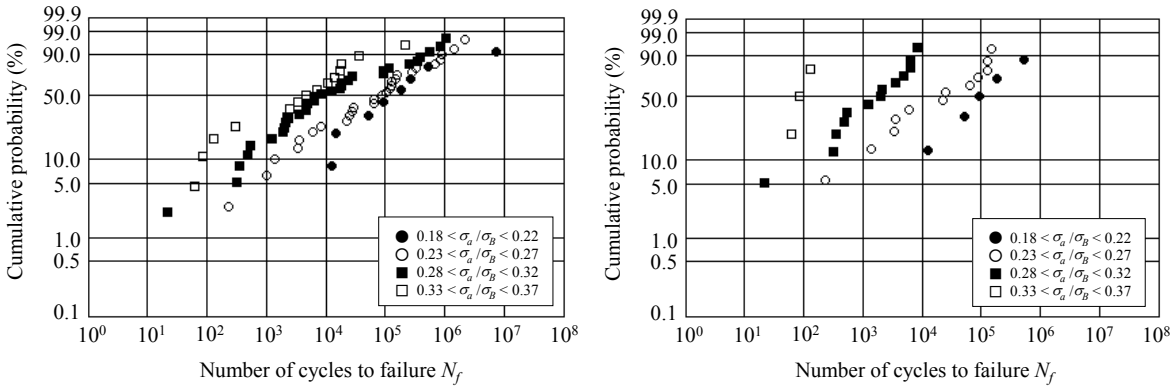
Fig.2.8 に 4 種類の正規化応力レベルの代表値としてまとめた正規化後の全データ（23 シリーズ）および提案手法適用後の併合データ（4 シリーズ）をワイブル確率紙にプロットした結果を，Fig.2.9 に同データを対数正規確率紙にプロットした結果をそれぞれ示す．Fig.2.10 に 4 種類の寿命を代表値としてまとめた正規化後の全データ（23 シリーズ）および提案手法適用後の併合データ（4 シリーズ）を正規確率紙にプロットした結果を，Fig.2.11 に同様に対数正規確率紙にプロットした結果をそれぞれ示す．提案手法適用後の併合データ（4 シリーズ）をワイブル確率紙および対数正規確率紙

にプロットした Fig.2.8(b)および Fig.2.9(b)の低寿命域において飽和し始めた累積確率が再び上昇する傾向が見られる．この領域においては，Tanimoto ら[60]や Chou ら[61]の報告のように，破断を支配する異なった損傷モード（繊維破断や界面剥離など）が混在していることが原因であると考えられる．仮に損傷モードが混在している場合は，混合分布の適用や損傷モードにデータを分類して分布を再評価することが望ましい．また，同図より一方向炭素繊維強化複合材料の低破壊確率側のデータ不足のため分布特性が不明なデータが見られる．疲労強度分布について，提案手法適用後の疲労試験データ群（4 シリーズ）を正規確率紙および対数正規確率紙にプロットした Fig.2.10(b)および Fig.2.11(b)の低応力域においてプロット点が直線に並んでいない傾向が確認できる．これは正規分布から外れる傾向と考えられるがデータ数が少ないため判断が難しい．一方，高応力域におけるプロット点は比較的直線に並んでおり，Fig.2.10(b)の正規確率紙において，$1.5\times10^2 \leqq N_f \leqq 0.85\times10^3$ および $1.5\times10^3 \leqq N_f \leqq 0.85\times10^4$ でまとめた疲労寿命の各相関係数はそれぞれ 0.906，0.930 であり，Fig.2.11(b)の対数正規確率紙において，$1.5\times10^2 \leqq N_f \leqq 0.85\times10^3$ および $1.5\times10^3 \leqq N_f \leqq 0.85\times10^4$ でまとめた疲労寿命の各相関係数はそれぞれ 0.892，0.924 であり，正規分布および対数正規分布にそれぞれ適合すると考えられる．一方，正規化後の疲労寿命データ（23 シリーズ）の疲労寿命分布は，いずれの確率紙上においてプロット点が直線的に並ぶ傾向が見られ，Fig.2.8(a) のワイブル確率紙において，$0.18<\sigma_a/\sigma_B<0.22$，$0.23<\sigma_a/\sigma_B<0.27$，$0.28<\sigma_a/\sigma_B<0.32$，$0.33<\sigma_a/\sigma_B<0.37$ でまとめた疲労強度の各相関係数はそれぞれ 0.984，0.994，0.974，0.984 であり，Fig.2.9(a)の対数正規確率紙において，$0.18<\sigma_a/\sigma_B<0.22$，$0.23<\sigma_a/\sigma_B<0.27$，$0.28<\sigma_a/\sigma_B<0.32$，$0.33<\sigma_a/\sigma_B<0.37$ でまとめた疲労強度の各相関係数はそれぞれ 0.968，0.984，0.988，0.973 であり，ワイブル分布および対数正規分布に従うと考えられる．疲労強度分布は，いずれの分布においても $1.5\times10^4 \leqq N_f \leqq 0.85\times10^5$ の応力レベル 0.25 付近で累積確率が急上昇する現象が見られる．この領域においても異なる損傷モードが混在している可能性があると考えられる．



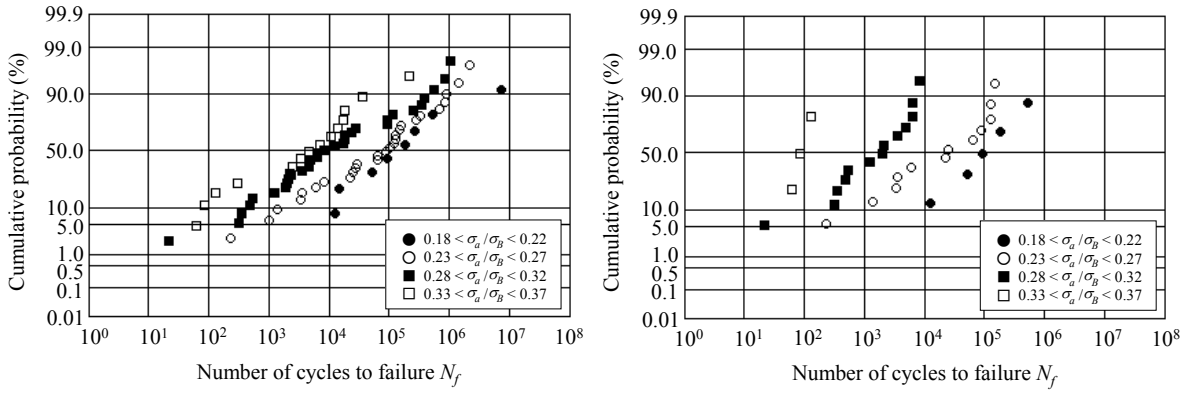
(a) $\sigma_a/\sigma_B \pm 0.02$ (b) $1.5\times10^{n} \leqq N_f \leqq 0.85\times10^{n+1}$

Fig. 2.7 Fatigue data of UD-CFRP arranged in a certain range



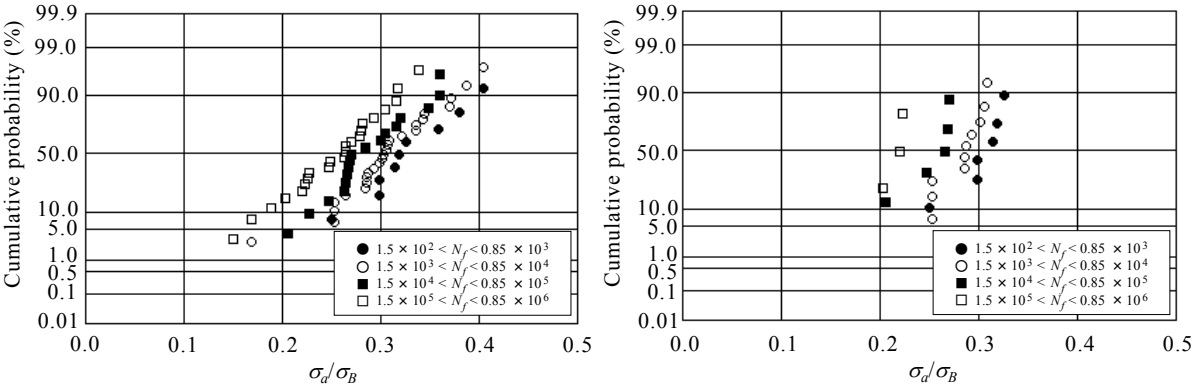
(a) All data (b) Merged data

Fig. 2.8 Fatigue life distribution of UD-CFRP on Weibull probability paper



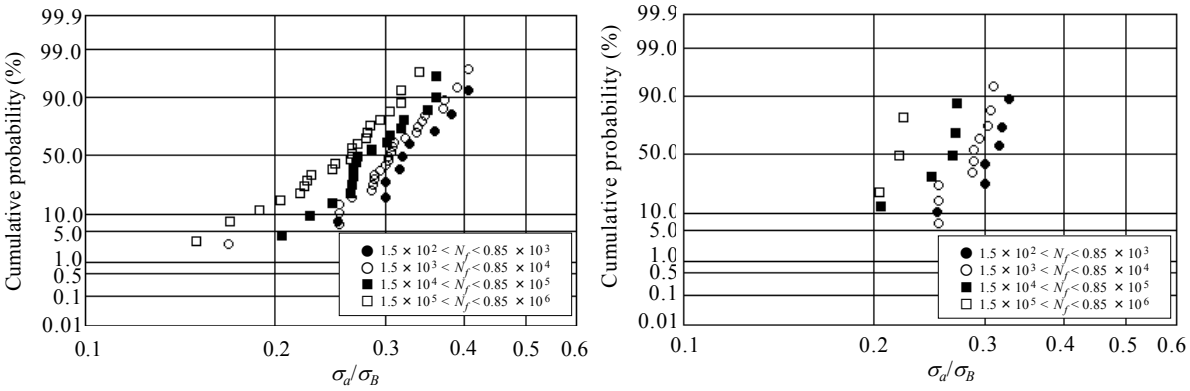
(a) All data (b) Merged data

Fig. 2.9 Fatigue life distribution of UD-CFRP on Log-normal probability paper



(a) All data (b) Merged data

Fig. 2.10 Fatigue strength distribution of UD-CFRP on normal probability paper



(a) All data (b) Merged data

Fig. 2.11 Fatigue strength distribution of UD-CFRP on Log-normal probability paper

2.7 結　言

分散分析表を基づいた一方向炭素繊維強化複合材料の疲労寿命データ群の併合法を提案し，その妥当性を検証した．得られた結果を以下にまとめる．

（1）公表論文より一方向炭素繊維強化複合材料の疲労寿命データを収集したところ，疲労試験データ数は 23 シリーズであった．

(2)収集した疲労試験データに対して,引張強度により応力振幅を正規化したところ,疲労試験結果が比較的狭い領域に収まることが確認でき，一方向炭素繊維強化複合材料においても引張強度を用いた正規化によりデータ併合が可能であることが判明した．しかしながら，全てのデータが共通の散布帯に収まるのではなく，複数のグループに分類される傾向が見られた．

(3)分散分析に基づく疲労寿命データ併合法を提案した.そして,同一の疲労試験デー

タを用いて日本機械学会基準における有意差検定法と提案手法の結果を比較し，いずれの手法においても併合可能を示すという同等な結果を得た．

（4）疲労寿命データ群の選別および併合を行ったところ，17 シリーズ中 4 シリーズ（コード番号 1，2，3，5）が 1 つのグループに併合可能と判定された．その内容は高温環境（繊維配向角 0°，試験温度 100℃），常温環境（繊維配向 0°，60°）における疲労寿命データであった．一方，併合不可と判定されたシリーズには極低温度および吸水複合環境下における疲労試験データが大半を占めていた．なお，併合データについて，コード 1 の片対数直線回帰モデルをコード 2 の疲労試験データに適用した分散比は 5.82 であり，逆の場合の分散比は 19.83 である．コード 1 の片対数直線回帰モデルをコード 3 の疲労試験データに適用した分散比は 49.57 であり，逆の場合の分散比は 79.02 である．コード 1 の片対数直線回帰モデルをコード 5 の疲労試験データに適用した分散比は 27.3 であり，逆の場合，分散比は 77.22 である．コード 2 の片対数直線回帰モデルをコード 3 の疲労試験データに適用した分散比は 29.39 であり，逆の場合の分散比は 7.30 である．コード 2 の片対数直線回帰モデルをコード 5 の疲労試験データに適用した分散比は 10.12 であり，逆の場合の分散比は 6.33 である．コード 3 の片対数直線回帰モデルをコード 5 の疲労試験データに適用した分散比は 31.84 であり，逆の場合の分散比は 51.34 である．これらの分散比は，F 分布から求まる各自由度の有意水準 0.05 における分散比よりも大きいことから，帰無仮説（寄与率 0）が棄却され，併合可能と判定された．

（5）正規化後の全データおよび分散分析後の併合データに対して，疲労寿命および疲労強度の分布特性を評価した．疲労強度分布について，提案手法適用後の疲労試験データ群（4 シリーズ）を正規確率紙および対数正規確率紙にプロットしたところ，正規確率紙において，$1.5\times10^2 \leqq N_f \leqq 0.85\times10^3$ および $1.5\times10^3 \leqq N_f \leqq 0.85\times10^4$ でまとめた疲労寿命の各相関係数はそれぞれ 0.906，0.930 であり，対数正規確率紙において，$1.5\times10^2 \leqq N_f \leqq 0.85\times10^3$ および $1.5\times10^3 \leqq N_f \leqq 0.85\times10^4$ でまとめた疲労寿命の各相関係数はそれぞれ 0.892，0.924 であり，正規分布および対数正規分布にそれぞれ適合すると考えられる．一方，正規化後の疲労寿命データ（23 シリーズ）の疲労寿命分布は，ワイブル確率紙において，$0.18<\sigma_a/\sigma_B<0.22$，$0.23<\sigma_a/\sigma_B<0.27$，$0.28<\sigma_a/\sigma_B<0.32$，$0.33<\sigma_a/\sigma_B<0.37$ でまとめた疲労強度の各相関係数はそれぞれ 0.984，0.994，0.974，0.984 であり，対数正規確率紙において，$0.18<\sigma_a/\sigma_B<0.22$，$0.23<\sigma_a/\sigma_B<0.27$，$0.28<\sigma_a/\sigma_B<0.32$，$0.33<\sigma_a/\sigma_B<0.37$ でまとめた疲労強度の各相関係数はそれぞれ 0.968, 0.984, 0.988, 0.973 であり，ワイブル分布および対数正規分布に従うと考えられる．疲労強度分布は，いずれの分布においても $1.5\times10^4 \leqq N_f \leqq 0.85\times10^5$ の応力レベル 0.25 付近で累積確率が急上昇する現象が見られ，この領域では異なる損傷モードが混在している可能性があると考えられる．

第 3 章　一方向ガラス繊維強化複合材料の引張強度に基づく疲労寿命推定法

3.1　緒　言

本章では統計的評価手法を基に，一方向ガラス繊維強化複合材料の静的引張強度から *S-N* 曲線を推定する手法を提案し，その妥当性を検証する．3.2 節では金属材料を対象とした引張強度に基づく *S-N* 曲線簡易推定法について記載する．3.3 節では 3.2 節の手法論を繊維強化複合材料に適用可能か否かを検討するために，公表データベースより一方向ガラス繊維強化複合材料の疲労試験データを収集し，*S-N* 曲線の回帰結果に基づく回帰パラメータと静的引張強度の相関関係を評価する．その検討結果に基づいた一方向ガラス繊維強化複合材料の疲労寿命推定法を提案し，その適用例を記載する．3.4 節では提案手法の妥当性を確認するために，一方向ガラス繊維強化複合材料に提案手法を適用し，得られた推定結果と実験結果を比較した結果を示す.

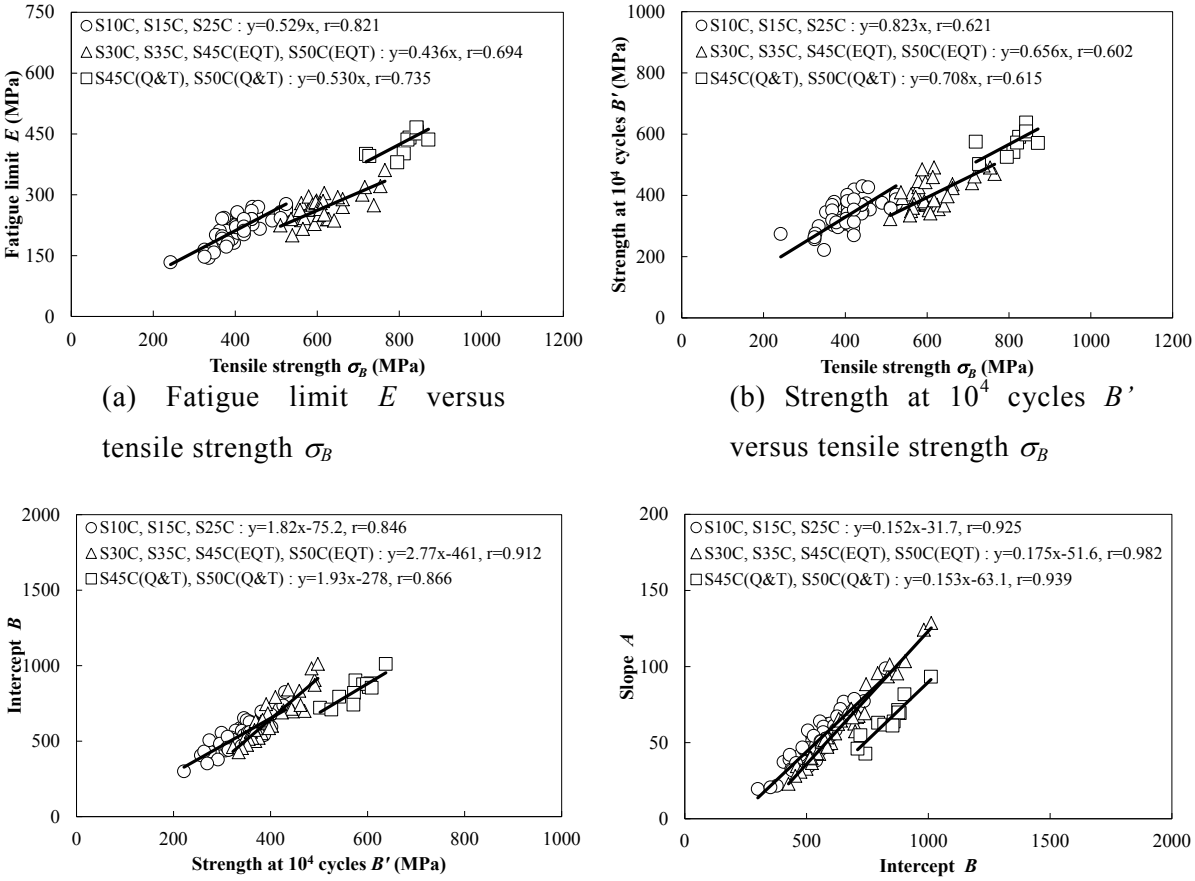
3.2　金属材料の引張強度に基づく疲労寿命推定法

著者ら[39]は，金属材料を対象とした引張強度から *S-N* 曲線を推定する簡易推定法を提案している．本手法では，まず，既存の機械構造用炭素鋼（S10C～S58C）の疲労試験データ（試験片形状：丸棒平滑および砂時計型試験片，応力集中係数：α=1.00～1.09，荷重条件：回転曲げ，試験環境：常温・大気中）に対して，式(3-1)に示す疲労限度を有する材料に用いる片対数折れ線の回帰を行い，その回帰パラメータと引張強度間および回帰パラメータ同士の相関関係を評価する. ここで, 式中の S は応力振幅，N は破断繰返し数，A，B，E は回帰パラメータであり，A は回帰直線の勾配，B は回帰直線の切片（$N = 1$ に対応する負荷），E は疲労限度をそれぞれ示す.

$$S = -A\log_{10} N + B \qquad (3\text{-}1)$$
$$S = E$$

そして，Fig.3.1 に示すように正の相関を有する各パラメータ間において線形の関係式を構築する．この関係式より，引張強度から任意の鋼種の *S-N* 曲線を決定論的に推定できる．さらに，Fig.3.2 に示すように Fig.3.1(a)の引張強度と疲労限度の関係において，疲労限度のばらつきを正規分布で評価し，決定論的に求めた推定 *S-N* 曲線に当てはめれば，推定 *S-N* 曲線の縦軸方向の分布特性を得る．これは疲労強度分布が分散一

定の正規分布に従うという日本材料学会標準[48]の基本的視点に準拠するもので，その標準偏差は，引張強度および破断繰返し数によらず一定と仮定している．



(a) Fatigue limit E versus tensile strength σ_B

(b) Strength at 10^4 cycles B' versus tensile strength σ_B

(c) Intercept B versus strength at 10^4 cycles B'

(d) Slope A versus intercept B

Fig. 3.1 Relationships between each pair of parameters [39]

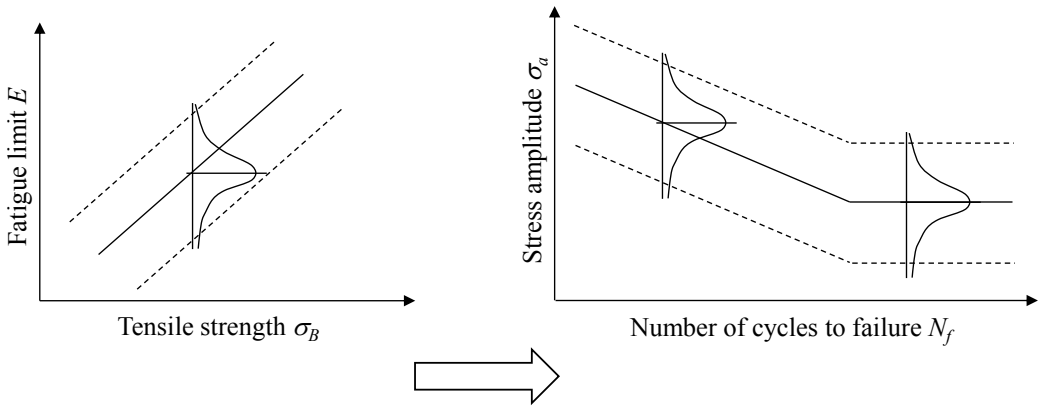


Fig. 3.2 Relationships between each pair of parameters [39]

なお，標準偏差は日本材料学会標準[48]に従って，以下の式(3-2)より求める．

$$s=\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n}\left\{y_i-f\left(x_i\right)\right\}^2}{n-p-1}} \tag{3-2}$$

ここで，s は標準偏差，y_i は目的変数 y および説明変数 x とするときの i 番目の説明変数 x_i における目的変数 y の観測値，$f(x)$は線形最小二乗法により求められる回帰直線であり，$f(x_i)$は i 番目の説明変数 x における目的変数 y の推定値，n はデータ数，p は回帰直線の回帰パラメータ数をそれぞれ示している．

解析例として，Fig.3.2 に炭素鋼 S45C（引張強度 σ_B = 842MPa）の疲労試験データとその引張強度と関係式から推定した *S-N* 曲線を示す．実験結果と推定 *S-N* 曲線が良く一致している．さらに，±2*s* のパーセント点の区間内に疲労試験データが全て収まる．

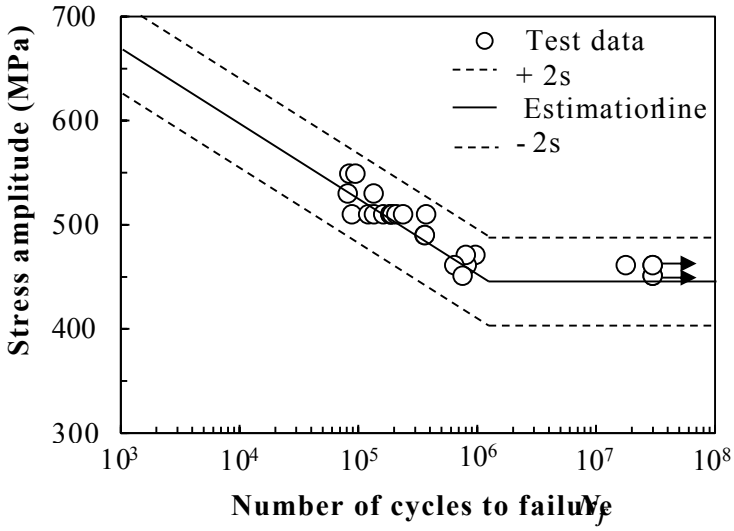


Fig. 3.3　Estimated *S-N* curve with confidence bounds of ±2s for S45C [39]

3.3　一方向ガラス繊維強化複合材料の引張強度に基づく疲労寿命推定法

3.3.1　金属材料対象の疲労寿命推定法の繊維強化複合材料への適用検討

前節のように，引張強度と *S-N* 曲線回帰モデルの回帰パラメータの相関関係に着目すれば，一方向ガラス繊維強化複合材料でも同様に引張強度から *S-N* 曲線を簡易に推定できる可能性がある．そこで本研究では，まず，公表データベース[62]より次の（1）から（3）の基本条件を基に 16 シリーズの疲労試験データを収集し，各疲労試験デー

タに *S-N* 曲線を回帰し，その回帰パラメータと引張強度と相関関係を評価する．Table 3.1 に収集した一方向ガラス繊維強化複合材料のコード番号，コードネーム，繊維種，樹脂種，繊維体積含有率，板厚，積層数，応力比，周波数，静的引張強度の平均値をそれぞれ示す．解析対象は，繊維体積含有率，板厚，積層数，周波数が異なる．特に周波数が 1Hz から 20Hz の幅がある点に留意する必要がある．

（1）材　料　　：一方向ガラス繊維強化複合材料（UD-GFRP）
（2）繊維配向角　：0°
（3）荷重条件　　：片振り引張（$R = 0.1$）

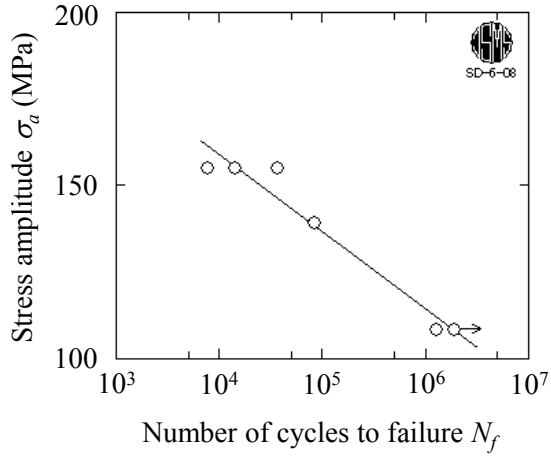
Table 3.1　Data series of UD-GFRP

Code No.	Code Name	Fiber	Resin	V_f [%]	Tickness [mm]	Number of layers	Stress ratio	Frequency (Hz)	Ave. of σ_B (MPa)
1	A060	Glass	Polyester	46.3	1.76	10	0.1	5,10,12	580
2	A130C	Glass	Polyester	35.6	2.97	6	0.1	2,5,8,10	728
3	A260	Glass	Polyester	36.8	3.71	4	0.1	2,5,8,10	776
4	D072A	Glass	Polyester	33.0	3.30	10	0.1	4,5,10	799.0
5	D092B	Glass	Polyester	38.8	2.76	9	0.1	4,5,10,12,15	908.0
6	D092D	Glass	Polyester	33.3	2.64	7	0.1	2,4,8,10,12,15	731.0
7	D155B	Glass	Polyester	39.9	2.70	5	0.1	1,2,3,4,5,7,8,10,12,15,20	842
8	D155H	Glass	Polyester	51.5	2.93	7	0.1	4,5,10,12,15	1031
9	D155J	Glass	Polyester	58.3	3.54	9	0.1	5,12	1143
10	A130G	Glass	Polyester	55.0	4.38	14	0.1	2,4,5,8,15	1203
11	CM1701A	Glass	Polyester	38.0	3.20	5	0.1	2,4,5,10	796
12	D092F	Glass	Polyester	49.2	3.00	12	0.1	4,15	1135
13	D092G	Glass	Polyester	52.0	3.25	14	0.1	1,2,4,5,10,12,15	1168
14	D155C	Glass	Polyester	47.4	2.99	7	0.1	2,4,5,10,12,15	1175
15	D155G	Glass	Polyester	58.4	2.81	8	0.1	2,4,5,10,12	1314
16	D155K	Glass	Polyester	32.8	4.45	7	0.1	1,2,4,6,12	861

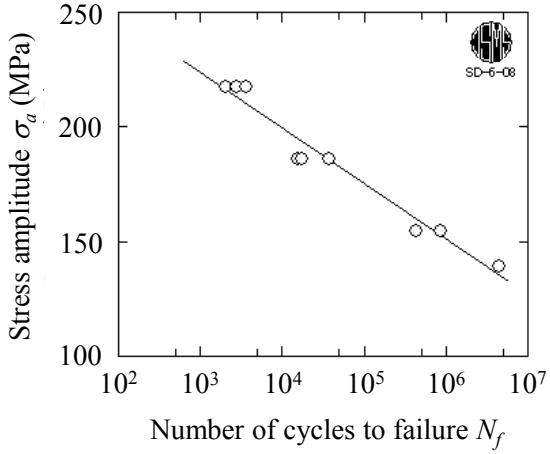
16 シリーズの疲労試験データに対して日本材料学会標準[48]の基本条件に従って *S-N* 曲線を回帰する．*S-N* 曲線回帰モデルには，日本材料学会標準[48]で採用されている 8 つの *S-N* 曲線回帰モデルのうち，連続低下型 *S-N* 曲線回帰モデルである片対数直線回帰モデルを用いることとした．式(3-3)に片対数直線回帰モデルを示す．

$$S = -A\log_{10} N + B \tag{3-3}$$

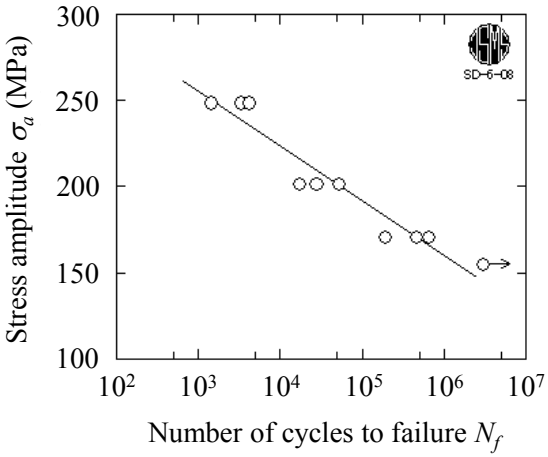
ここで，S は応力振幅，N は破断繰返し数，A，B は回帰パラメータであり，A は回帰直線の勾配，B は回帰直線の切片（$N = 1$ に対応する負荷）をそれぞれ示す．Fig.3.4 に各コードシリーズの回帰結果を示す．なお，図中の矢印は試験打切り結果を示す．Table 3.2 に各コードシリーズの繊維体積含有率，引張強度の平均値，回帰パラメータの結果を示す．Fig.3.4 および Table 3.2 より，体積含有率は繊維強化複合材料の力学的特性に大きく影響を及ぼす因子であり，引張強度や疲労特性にその影響が現れている．



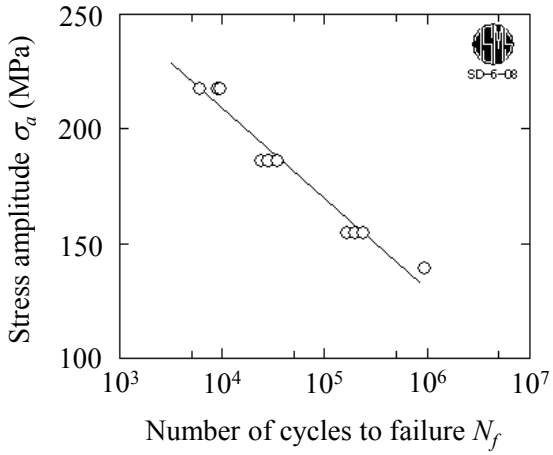
(a) Code number 1



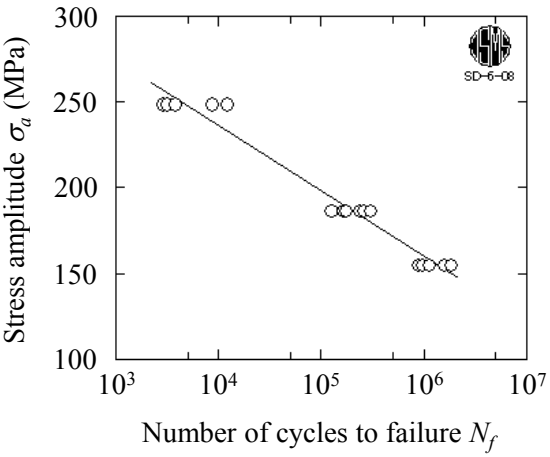
(b) Code number 2



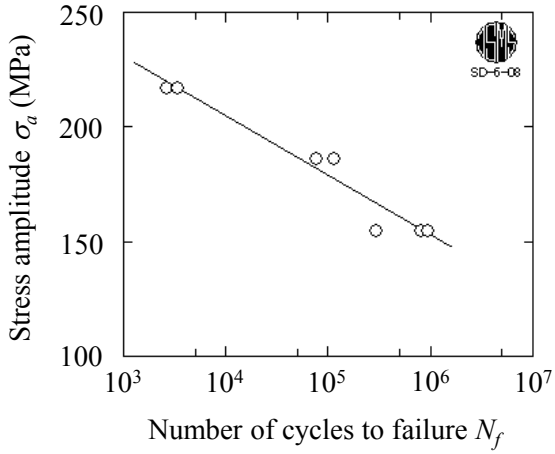
(c) Code number 3



(d) Code number 4

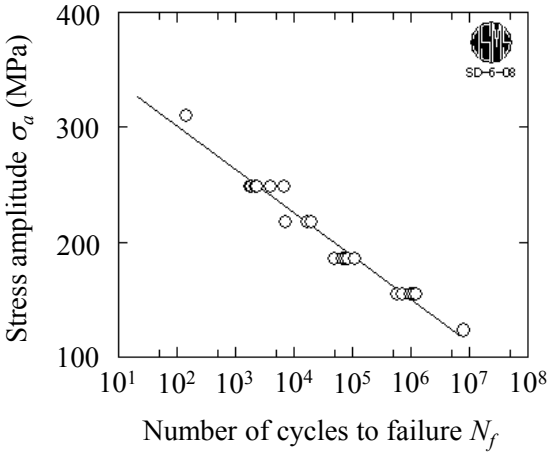


(e) Code number 5

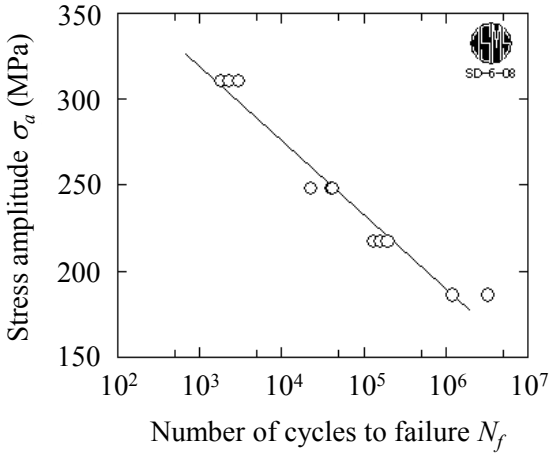


(f) Code number 6

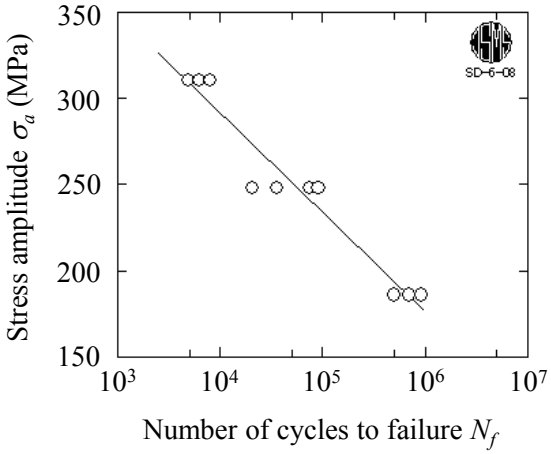
Fig. 3.4 Results of *S-N* curve by using JSMS standard



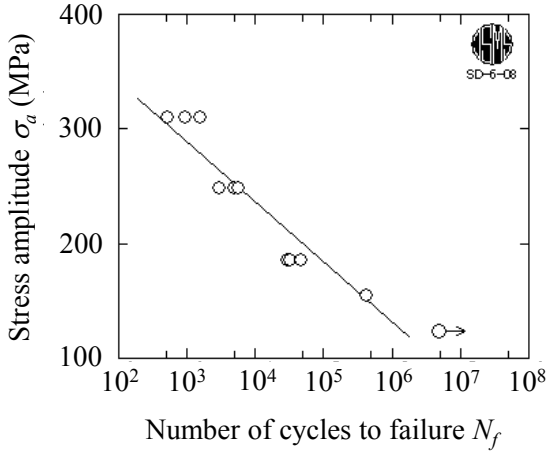
(g) Code number 7



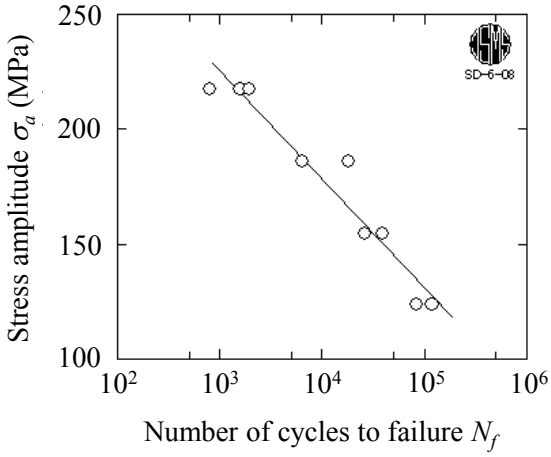
(h) Code number 8



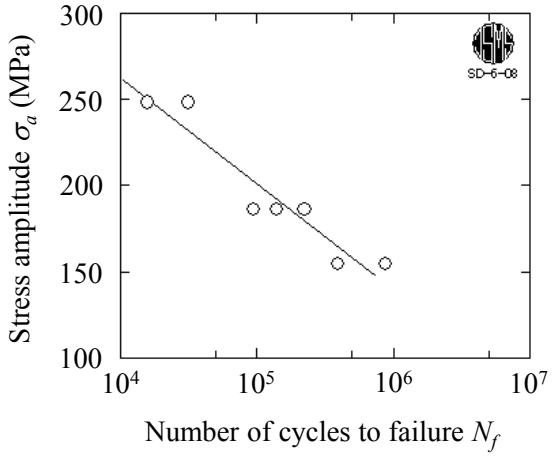
(i) Code number 9



(j) Code number 10

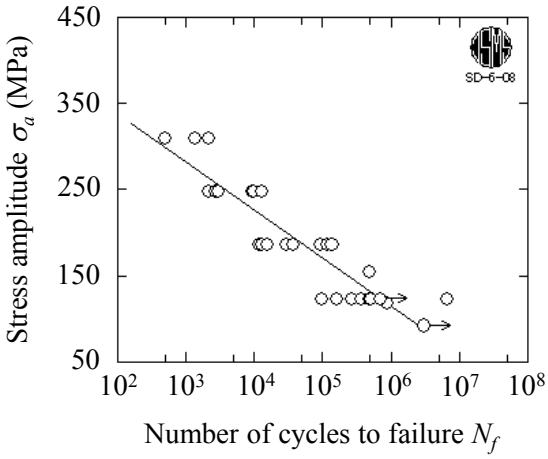


(k) Code number 11

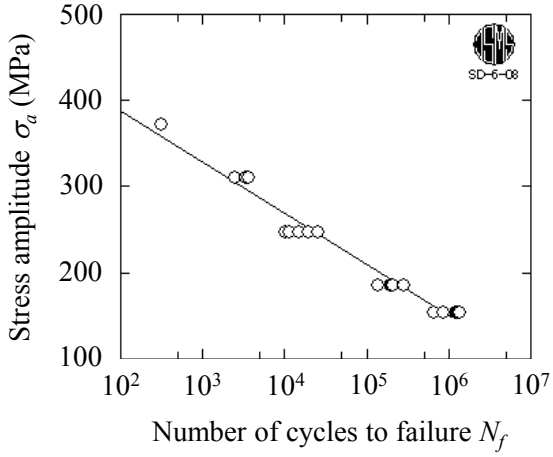


(l) Code number 12

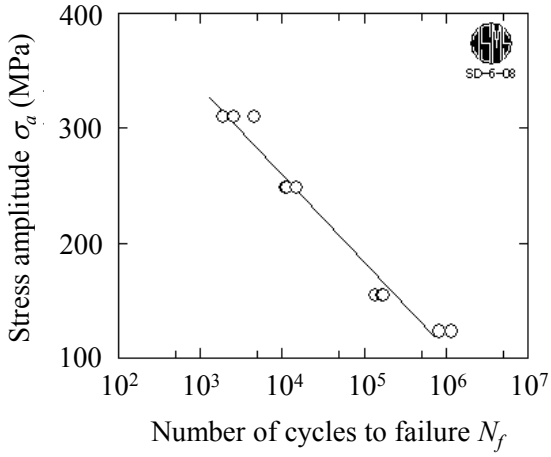
Fig. 3.4 Results of *S-N* curve by using JSMS standard (Continued)



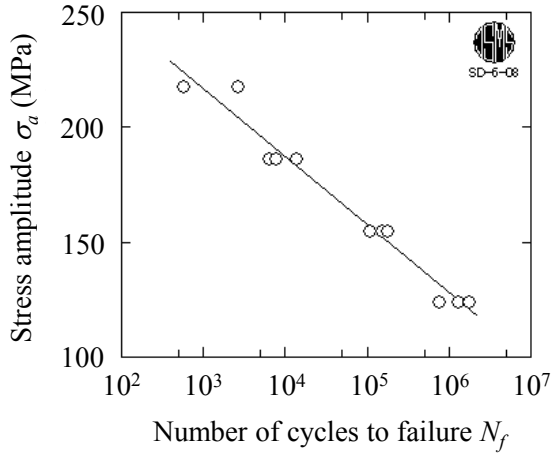
(m) Code number 13



(n) Code number 14



(o) Code number 15



(p) Code number 16

Fig. 3.4 Results of *S-N* curve by using JSMS standard (Continued)

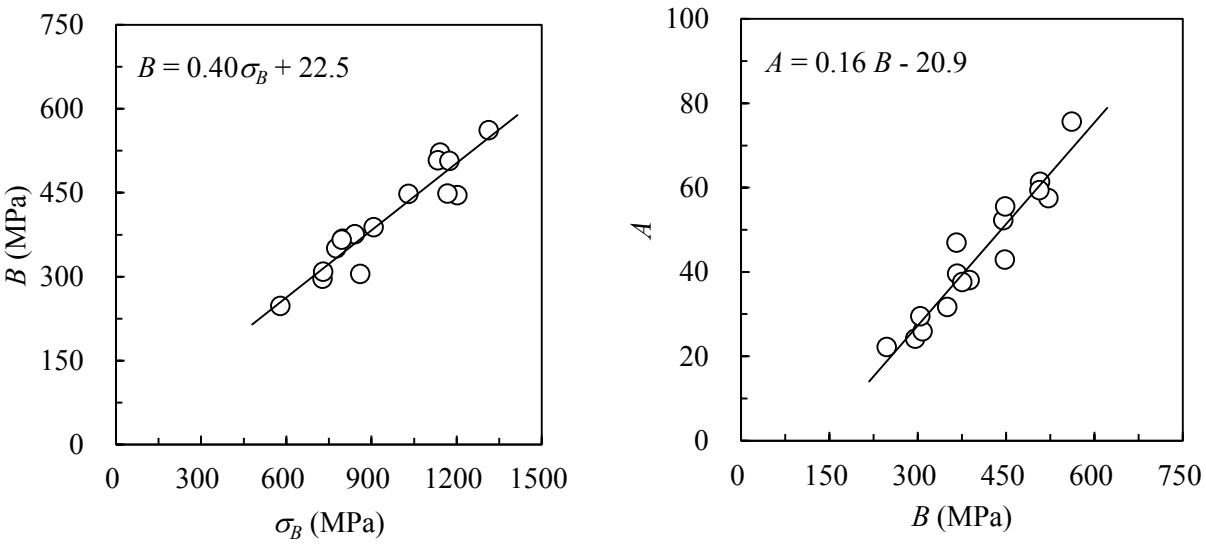
Table 3.2　Data list of each parameter for analysis objects

Code number	V_f (%)	Ave. of σ_B(MPa)	JSMS Regression parameter	
			A	B (MPa)
1	46.3	580	22	247
2	35.6	728	24	296
3	36.8	776	32	350
4	33.0	799	40	367
5	38.8	908	38	388
6	33.3	731	26	308
7	39.9	842	38	376
8	51.5	1031	43	448
9	58.3	1143	57	522
10	55.0	1203	52	446
11	38.0	796	47	366
12	49.2	1135	61	508
13	52.0	1168	55	448
14	47.4	1175	59	507
15	58.4	1314	76	562
16	32.8	861	29	305

日本材料学会標準[48]により得られた片対数直線回帰モデルの回帰パラメータと引張強度σ_Bの相関係数および各回帰パラメータ間の相関係数を調査した．Table 3.3 に相関係数の結果を示す．いずれのパラメータ間においても相関係数が 0.9 以上の値を示し，強い相関関係があることが確認できる．これは各パラメータ間に線形関係があることを示唆している．特に，相関係数が最大値を示すパラメータの組合せは，引張強度σ_Bと切片 B（相関係数 0.942），切片 B と勾配 A（相関係数 0.958）である．Fig.3.5 はその関係を図示したものであり，各関係に対して縦軸残差最小の線形最小二乗法により求めた回帰直線を式(3-4)および式(3-5)に示している．したがって，片対数直線回帰モデルの場合，任意の一方向ガラス繊維強化複合材料の引張強度σ_Bから式(3-4)および式(3-5)の回帰直線を介して簡易に S-N 曲線（片対数直線モデル）を推定できる可能性がある．

Table 3.3　Coefficient of Correlations between parameters

	A	B
σ_B	0.922	0.942
A		0.958



(a) Relationship between σ_B and B (b) Relationship between B and A

Fig. 3.5 Data plots and estimated line for each parameter

$$B = 0.40\sigma_B + 22.5 \tag{3-4}$$

$$A = 0.16B - 20.9 \tag{3-5}$$

3.3.2 一方向ガラス繊維強化複合材料の疲労寿命推定手順

前項の結果に基づき，引張強度σ_Bから片対数直線モデルの勾配 A および切片 B を推定する．さらに，Fig.3.5(a)における切片 B のばらつきを考慮して，推定 S-N 曲線の統計的評価を行う．Fig.3.6 に推定 S-N 曲線の統計的評価に関する概念図を示す．

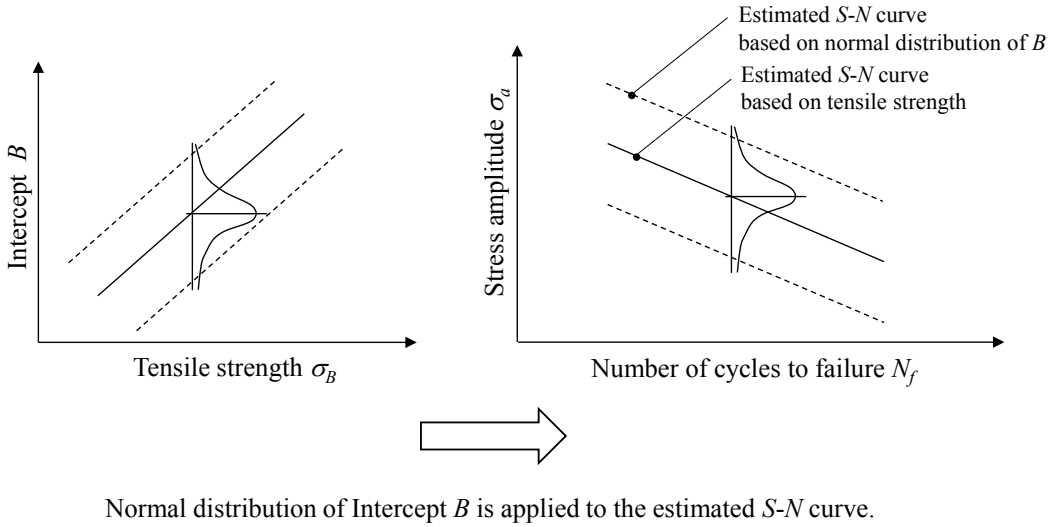


Fig. 3.6 Concept of statistical evaluation for estimated S-N curve based on percentile point

Fig.3.6 に示すように Fig.3.5(a)の引張強度σ_Bと切片 B の関係において，切片 B は繰返し数 1 回における疲労強度に相当するため，このばらつきを正規分布で評価し，その標準偏差を式(3-1)より求める. 引張強度から得られた推定 *S-N* 曲線に当てはめれば, *S-N* 曲線の縦軸方向の分布特性が得られる．以下に提案手法における推定手順（1）から（5）とその適用例をそれぞれ示す.

（1）式(3-4)を用いて任意の引張強度σ_Bから切片 B を推定.
（2）式(3-5)を用いて切片 B の推定値から勾配 A を推定.
（3） 推定した勾配 A，切片 B を用いて *S-N* 曲線（片対数直線）を決定.
（4） Fig.3.5(a)における切片 B のばらつきを正規分布（標準偏差）により評価.
（5） （4）の正規分布に基づき任意のパーセント点における *S-N* 曲線を決定.

Table 3.1 のコード番号 1 に提案手法を適用する．コード番号 1 の引張強度σ_Bの平均値は 580MPa である．まず，この引張強度を式(3-4)に代入すると，切片 B は 254.5MPa と推定される．次に，この切片 B の推定値を式(3-5)に代入すると，勾配 A は 19.82 と推定される．したがって，コード番号 1 の *S-N* 曲線は式(3-6)と決定される.

$$S = -19.82\log_{10} N + 254.5 \tag{3-6}$$

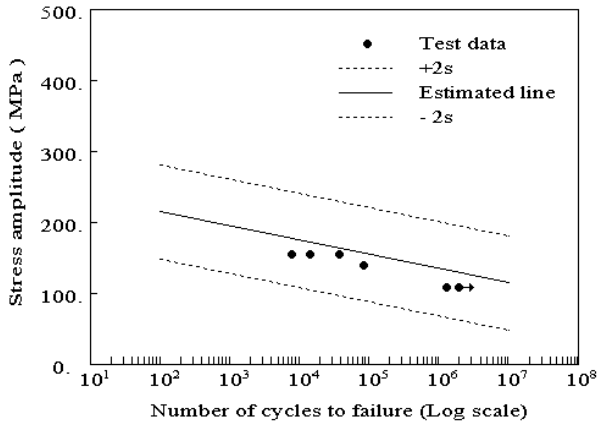
さらに，Fig.3.5(a)の切片 B のばらつきが正規分布に従うと仮定し，その標準偏差 s を式(3-2)より求めると 33.4MPa となる．したがって，±2s のパーセント点（切片 B±2s）における *S-N* 曲線は式(3-6)および式(3-7)と決定される.

$$S_{+2s} = -19.82\log_{10} N + 321.3 \tag{3-7}$$

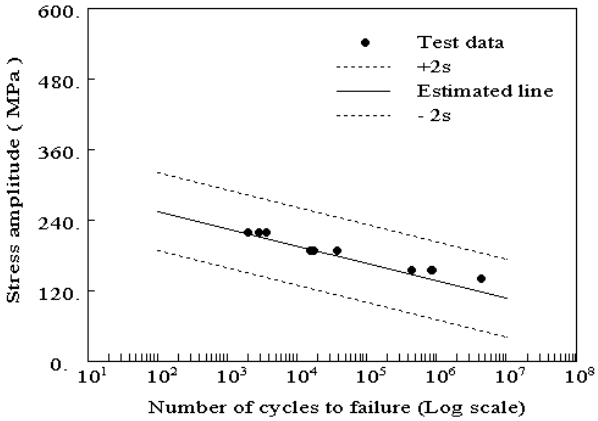
$$S_{-2s} = -19.82\log_{10} N + 187.7 \tag{3-8}$$

3.4 実験結果との比較による提案手法の妥当性の検証

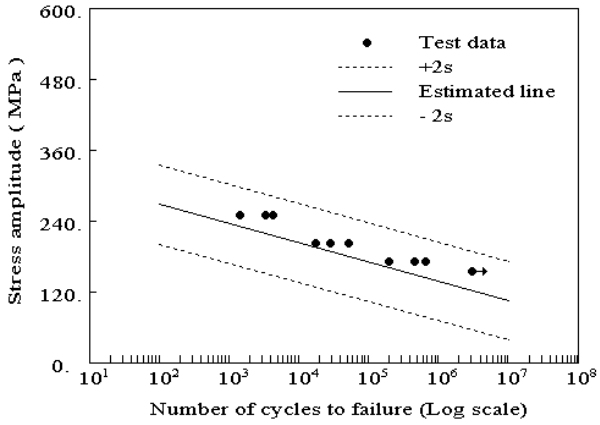
提案手法を Table 3.1 に示した解析対象に適用した. Fig.3.7 に各コードシリーズにおける推定結果を示す. 図中の実線は引張強度から推定した *S-N* 曲線を, 破線は Fig.3.5(a)の切片 B の標準偏差 s =33.4MPa における±2s のパーセント点に対応する *S-N* 曲線をそれぞれ示している.



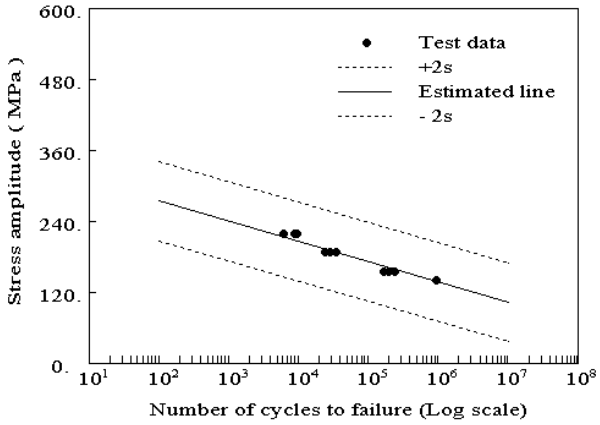
(a) Code number 1



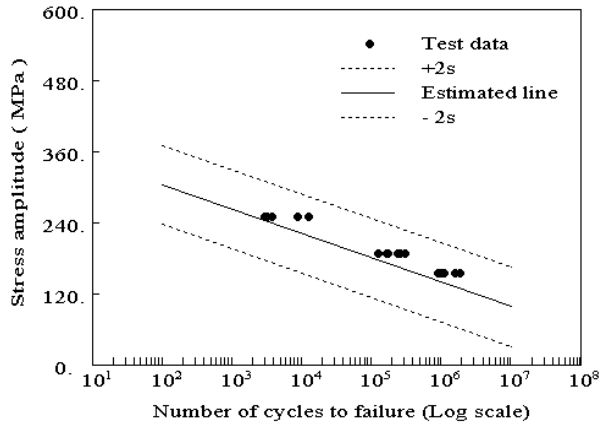
(b) Code number 2



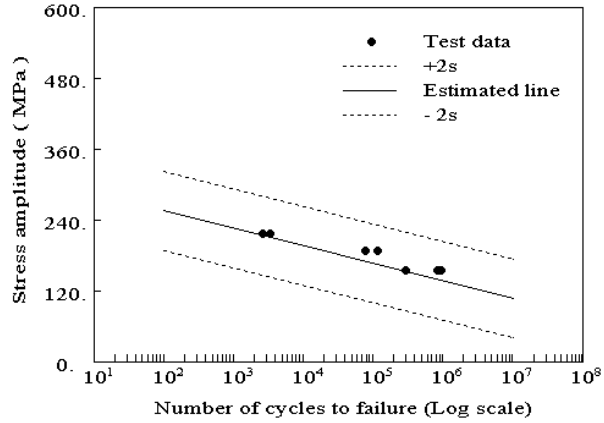
(c) Code number 3



(d) Code number 4

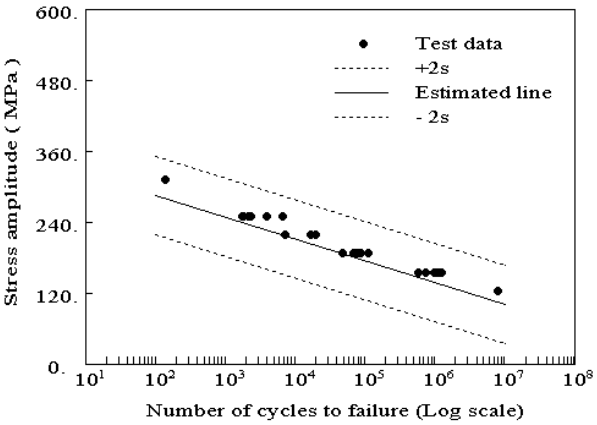


(e) Code number 5

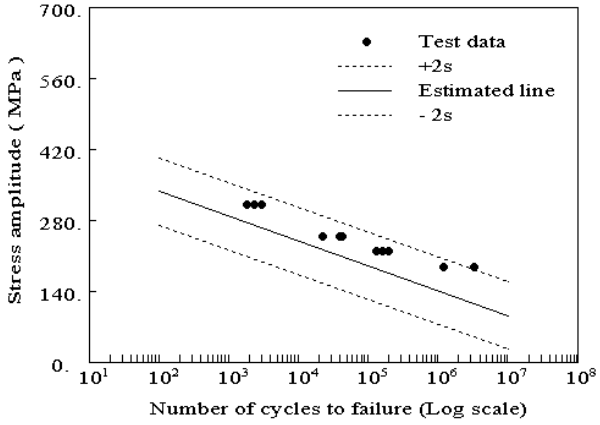


(f) Code number 6

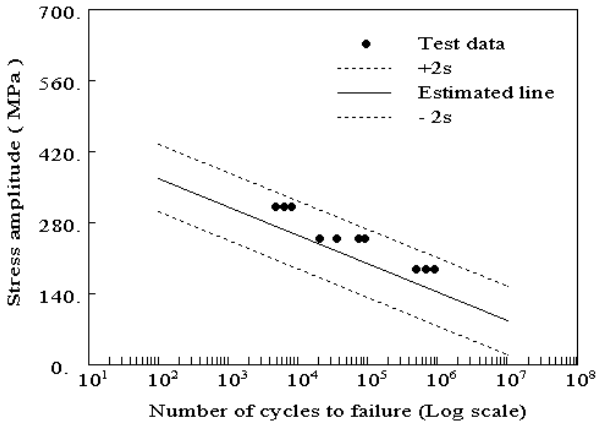
Fig. 3.7 Results of estimated *S-N* curve by using proposal method



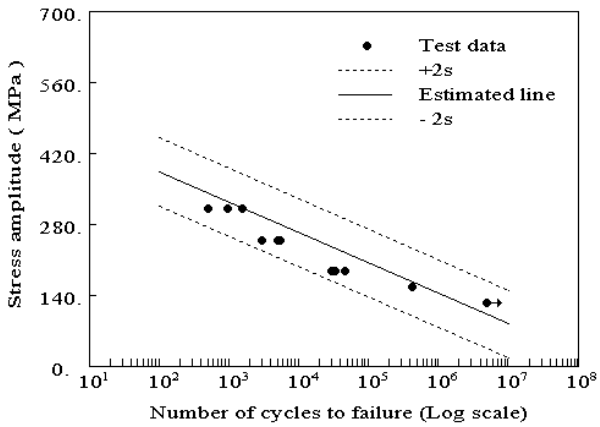
(g) Code number 7



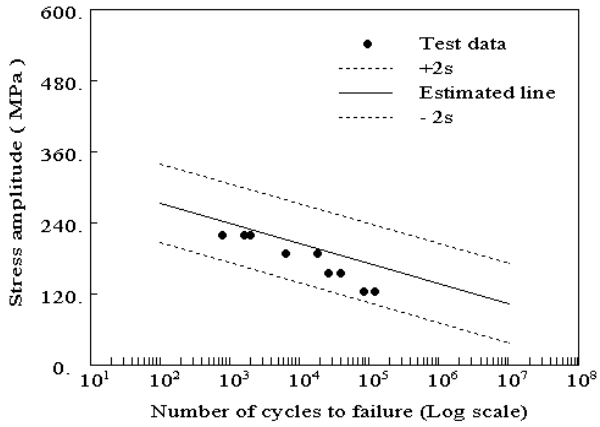
(h) Code number 8



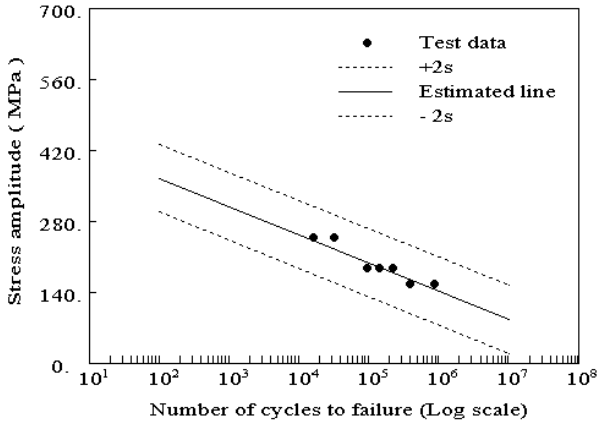
(i) Code number 9



(j) Code number 10

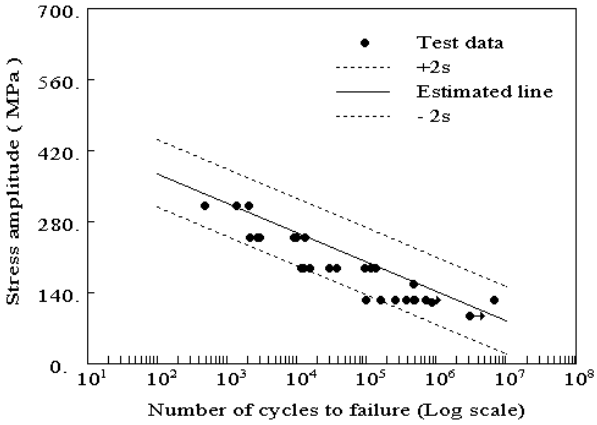


(k) Code number 11

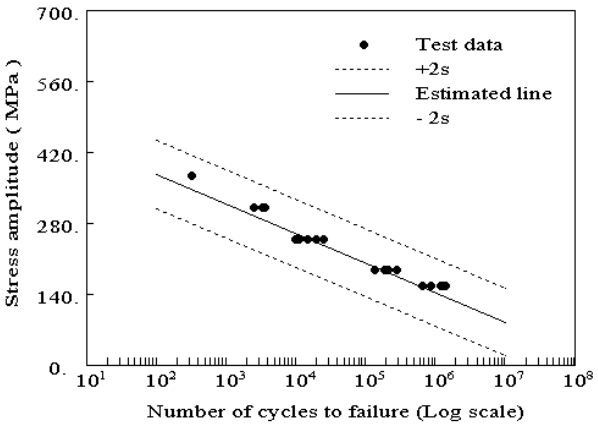


(l) Code number 12

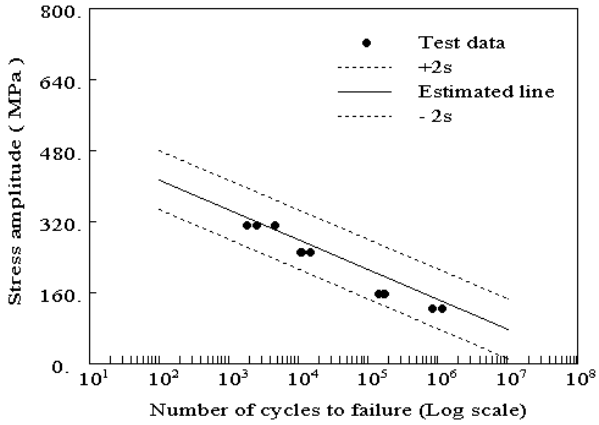
Fig. 3.7 Results of estimated *S-N* curve by using proposal method (Continued)



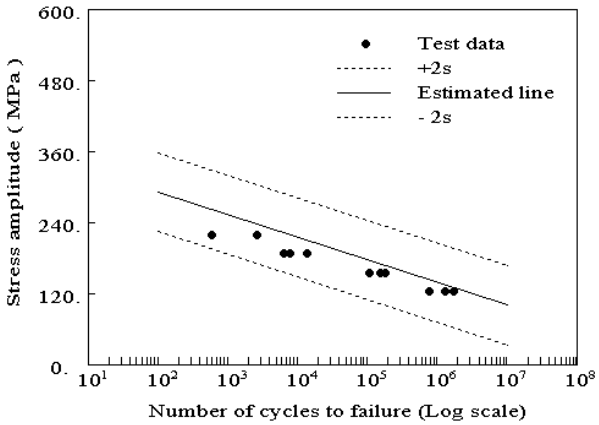
(m) Code number 13



(n) Code number 14



(o) Code number 15



(p) Code number 16

Fig. 3.7　Results of estimated *S-N* curve by using proposal method (Continued)

Fig.3.7 より，引張強度から推定した *S-N* 曲線はいずれのコードシリーズにおいても疲労試験データの傾向をよく表現していることがわかる．さらに，±2*s* のパーセント点の区間内に殆どの疲労試験データが収まっていることがわかる．そこで，±2*s* および±3*s* パーセント点の区間内に疲労試験データの全プロット点が存在するコードシリーズの割合を求めた．Table 3.4 にその結果を示す．Table 3.4 より，±2*s* のパーセント点の区間内に疲労試験データの全プロットが存在するコードシリーズ数は 16 シリーズの約 87%にあたる 14 シリーズが該当した．一方，±3*s* のパーセント点における結果では，全シリーズが該当した．

Table 3.4　Percentage for data series containing test data within estimated bounds

Material \ Data series	Number of data series	Number of data series containing test data within estimated interval		Percentage for data series containing test data within estimated interval (%)	
		±2*s*	±3*s*	±2*s*	±3*s*
UD-GFRP	16	14	16	87	100

この一連の解析結果から，提案手法が簡易推定法として一定の妥当性をもつと考えることができる．したがって，解析対象とした一方向ガラス繊維強化複合材料の条件範囲内では，疲労試験を実施することなく，引張強度の評価のみで *S-N* 曲線を推定することが可能である．ただし，各コードシリーズには引張強度値が必要であり，日本材料学会標準[48]の片対数直線モデルの回帰条件として少なくとも破断データが 4 個あること，さらに，式（3-2）の適用条件としてコードシリーズが 4 シリーズあることが前提となる．他の強化形態（積層材，織物複合材料など），荷重形態（引張-圧縮，曲げなど）や試験環境（高温，低温，水中など）における条件下の疲労試験データにおいて引張強度と回帰パラメータ間に相関関係が認められれば，提案手法を適用することが可能であると考えられ，疲労寿命推定が簡易に行えると期待できる．

3.5　結　言

統計的評価手法を基に，一方向繊維強化複合材料の静的引張強度から *S-N* 曲線を推定する手法を提案し，その妥当性を検証した．得られた結果を以下にまとめる．

(1)解析対象とした一方向ガラス繊維強化複合材料の疲労試験データに対して日本材料学会標準により片対数直線モデルを回帰し，回帰パラメータと引張強度の相関係数および各回帰パラメータ間の相関係数を調査した．その結果，全パラメータ間において相関係数が 0.9 以上の値を示し，強い相関関係があることが判明した．

（2）相関係数の結果に基づき，引張強度 σ_B から *S-N* 曲線を推定する簡易推定法を提案した．提案手法を解析対象に適用したところ，引張強度から推定した *S-N* 曲線は全コードシリーズにおいて疲労試験データの傾向をよく表現することが判明した．

（3）±2*s* および±3*s* パーセント点の区間内に疲労試験データの全プロット点が存在するコードシリーズの割合を求めところ，±2*s* の場合，16 シリーズの約 87%にあたる 14 シリーズが該当し，±3*s* の場合，全シリーズが該当した．したがって，提案手法は簡易推定法として一定の妥当性をもつと考えられる．

第 4 章　損傷進展解析に基づくテキスタイル複合材料の疲労寿命推定法

4.1　緒　言

本章では有限要素法に連続体損傷力学を導入した損傷進展解析を基に，繊維強化複合材料に対する疲労寿命推定法を提案する．まず，4.2 節では有限要素法および連続体損傷力学に基づくテキスタイル複合材料の損傷進展解析法について記載する．4.3 節では損傷進展解析法に必要となる一方向繊維強化複合材料の等価物性値の算出法について記載する．4.4 節では一方向繊維強化複合材料の疲労損傷のモデル化について記述し，その疲労損傷モデルをテキスタイル複合材料の損傷進展解析法に導入した疲労寿命推定法について記載する．

4.2　連続体損傷力学に基づくテキスタイル複合材料の損傷進展解析法

4.2.1　繊維強化複合材料の力学的特性評価における構造スケール

繊維強化複合材料の構造スケールは Fig.4.1 に示す 3 点に分類される．1 点目は，航空機などの構造物の挙動を扱うマクロスケール，2 点目は，その構造物を構成する織物複合材料といった繊維束の強化構造を判別できるスケールであるメゾスケール，そして 3 点目は繊維・樹脂の個々の挙動を明確に判別できるスケールであるミクロスケールである．次項では，メゾスケールを対象とした連続体損傷力学に基づくテキスタイル複合材料の損傷進展解析法について述べる．

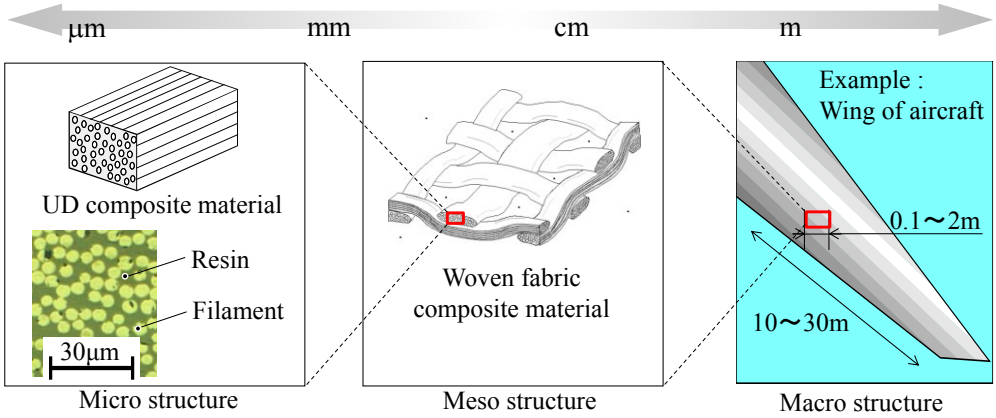
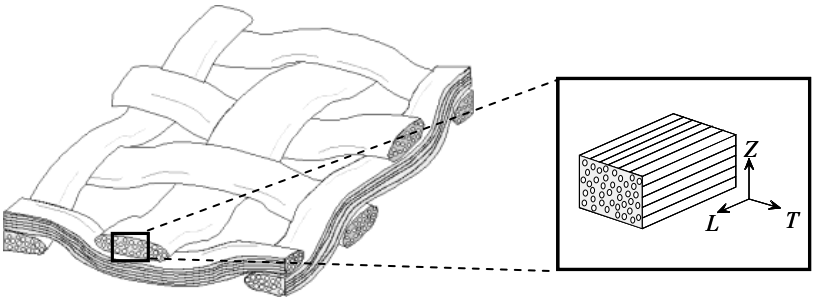


Fig. 4.1　Micro, Meso and Macro structure scale of FRP

4.2.2　一方向繊維強化複合材料に対する損傷モードのモデル化と損傷構成則

座古ら[63-66]が提案している連続体損傷力学に基づく損傷進展解析手法の特徴は，Fig.4.2 に示すように複雑な強化形態を有する，例えば，織物複合材料のような複雑な強化形態を有するテキスタイル複合材料の繊維束は微小な一方向繊維強化複合材料で構成されていると捉えることで，一方向繊維強化複合材料の機械的特性値および損傷モードのモデル化のみでテキスタイル複合材料の応力状態損や傷進展挙動を模擬できる点である．したがって，一方向繊維強化複合材料の損傷モードのモデル化，損傷の検出法および損傷モードの特定，損傷による剛性低下をどのように設定するかが重要となる．

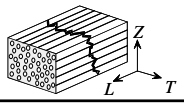
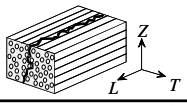
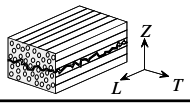
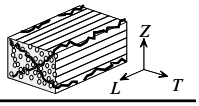


Woven fabric composite material　　Unidirectional material

Fig. 4.2　Concept for numerical analysis of damage development

一方向繊維強化複合材料のような異方性材料は，弾性や強度等の材料特性に直交異方性を示すため，内部に発生する損傷モードも顕著な直交異方性を示す．異方性材料を対象とした数値解析を実施する場合は，損傷の異方性を考慮した損傷力学に基づく有限要素解析手法が必要となる．1.1.2 節で述べたように繊維強化複合材料の損傷形態はマトリックスき裂，層間剥離，繊維破断であり，最終破断は，負荷方向の繊維が荷重を受持ち，それにより生じる繊維破断が支配的となり発生する．したがって，損傷進展解析では各要素の繊維束内における損傷は，材料主軸 *L*-*T*-*Z* に対して垂直に発生するものと仮定し，Table 4.1 に示すように繊維破断（Mode *L*）およびマトリックスき裂（Mode *T* & *LT*，Mode *Z* & *ZL*，Mode *TZ*）のいずれかの状態であるとする．ここで，*L* 軸は繊維配向方向，*T* および *Z* 軸は繊維直角方向を意味する．Mode *L* ではき裂は繊維配向方向に垂直であると仮定し，繊維長手方向応力 σ_L に起因して発生するものと考える．Mode *T* & *LT* はトランスバース方向応力 σ_T またはせん断応力 τ_{LT} に，Mode *Z* & *ZL* は垂直応力 σ_Z またはせん断応力 τ_{ZL} に，Mode *TZ* はせん断応力 τ_{TZ} に起因して発生するものと考える．なお，これらの損傷モデルは，いずれも均質直交異方性材料の破壊の局所問題として微小要素への適用を前提としており，材料主軸に基づいた理想的なき裂のみを想定している．また，損傷発生後も直交異方性体の挙動を示すものとする．

Table 4.1　Classification of failure mode of element for damage development analysis

Damage mode	Anisotropic damage model for fiber bundle			
	Mode L 	*Mode T & LT* 	*Mode Z & ZL* 	*Mode TZ* 
Sudden failure (Maximum stress to strength ratio)	$\frac{\sigma_L^{\ 2}}{F_L^{\ t} F_L^{\ c}}$	$\frac{\sigma_T^{\ 2}}{F_T^{\ t} F_T^{\ c}}$ *or* $\left(\frac{\tau_{LT}}{F_{LT}^{\ s}}\right)^2$	$\frac{\sigma_Z^{\ 2}}{F_Z^{\ t} F_Z^{\ c}}$ *or* $\left(\frac{\tau_{ZL}}{F_{ZL}^{\ s}}\right)^2$	$\left(\frac{\tau_{TZ}}{F_{TZ}^{\ s}}\right)^2$
Damage tensor $\begin{bmatrix} D_1 & 0 & 0 \\ 0 & D_2 & 0 \\ 0 & 0 & D_3 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$

（σ_i, τ_i : Stress, F^t: Tensile strength, F^c: Compressive strength, F^s : Shearing strength）

要素の損傷判定には，引張りと圧縮における強度特性の違いを考慮した破壊則である Hoffman 則[67]を用いる．式(4-1)に Hoffman 則を示す．

$$
\begin{aligned}
&C_1\left(\sigma_T-\sigma_Z\right)^2+C_2\left(\sigma_Z-\sigma_L\right)^2+C_3\left(\sigma_L-\sigma_T\right)^2+C_4\sigma_L+C_5\sigma_T+C_6\sigma_Z \\
&+C_7\tau_{TZ}^{\ 2}+C_8\tau_{ZL}^{\ 2}+C_9\tau_{LT}^{\ 2}=1
\end{aligned}
\tag{4-1}
$$

ここで，C_X（X = 1, 2, ⋯, 9）は，9 個の基礎破壊強度から決定できる材料定数である．主軸（L，T，Z）方向の単軸引張強度を F^t_L，F^t_T，F^t_Z，単軸圧縮強度を F^c_L，F^c_T，$F^c Z$，（T-Z，Z-L，L-T）面内のせん断強度を F^s_{TZ}，F^s_{ZL}，F^s_{LT} とすれば，C_X（X = 1, 2, ⋯, 9）は式(4-2)により表される．

$$
\left.
\begin{aligned}
C_1&=\frac{1}{2}\left\{\left(F^t{}_T F^c{}_T\right)^{-1}+\left(F^t{}_Z F^c{}_Z\right)^{-1}-\left(F^t{}_L F^c{}_L\right)^{-1}\right\} \\
C_2&=\frac{1}{2}\left\{\left(F^t{}_Z F^c{}_Z\right)^{-1}+\left(F^t{}_L F^c{}_L\right)^{-1}-\left(F^t{}_T F^c{}_T\right)^{-1}\right\} \\
C_3&=\frac{1}{2}\left\{\left(F^t{}_L F^c{}_L\right)^{-1}+\left(F^t{}_T F^c{}_T\right)^{-1}-\left(F^t{}_Z F^c{}_Z\right)^{-1}\right\} \\
C_4&=\left(F^t{}_L\right)^{-1}-\left(F^c{}_L\right)^{-1} \\
C_5&=\left(F^t{}_T\right)^{-1}-\left(F^c{}_T\right)^{-1} \\
C_6&=\left(F^t{}_Z\right)^{-1}-\left(F^c{}_Z\right)^{-1} \\
C_7&=\left(F^s{}_{TZ}\right)^{-2} \\
C_8&=\left(F^s{}_{ZL}\right)^{-2} \\
C_9&=\left(F^s{}_{LT}\right)^{-2}
\end{aligned}
\right\}
\tag{4-2}
$$

Hoffman 則[67]により各要素に損傷の発生が認められた場合は，Table 4.1 に示すように材料座標系の各方向の引張り，圧縮およびせん断強度に対する発生応力の比により支配的応力を決定して損傷モードを特定し，その力学的特性を Murakami の 2 階損傷テンソル[68]により式(4-3)，(4-4)に示す損傷状態における構成則に反映させる．

$$\{\sigma_{LTZ}\} = \left[Q_{LTZ}^{*}\right]\{\varepsilon_{LTZ}\} \tag{4-3}$$

$$\left[Q_{LTZ}^{*}\right] = \begin{bmatrix} d_L^2 Q_{11} & d_L d_T Q_{12} & d_Z d_L Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ d_L d_T Q_{12} & d_T^2 Q_{22} & d_T d_Z Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ d_Z d_L Q_{13} & d_T d_Z Q_{23} & d_Z^2 Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dfrac{4 d_T^2 d_Z^2}{(d_T + d_Z)^2} Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \dfrac{4 d_Z^2 d_L^2}{(d_Z + d_L)^2} Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dfrac{4 d_L^2 d_T^2}{(d_L + d_T)^2} Q_{66} \end{bmatrix} \tag{4-4}$$

ここで，Q_{ij} は初期非損傷状態の応力-ひずみマトリックスの成分である．また，d_L，d_T，d_Z は式(4-5)のように Table 1 の損傷テンソルの主値（D_1，D_2，D_3）により定まる．

$$\begin{aligned} d_L &= (1 - D_1) \\ d_T &= (1 - D_2) \\ d_Z &= (1 - D_3) \end{aligned} \tag{4-5}$$

応力-ひずみ関係式(4-3)を各有限要素に適用し，FRP の損傷進展解析を実施する．なお，巨視的な破壊則を用いているため材料内の損傷発生の有無しか把握できない．したがって，有限要素内の損傷変数 D_i は 0（初期非損傷状態）または 1（損傷状態）のいずれかと仮定する．また，実際に損傷が発生した部材に圧縮負荷が加わった場合，圧縮方向の弾性係数は損傷発生後も変化することはないと考える．そこで，応力状態により低下させる剛性成分を変更し，引張荷重下のみ，その方向の剛性低下を考える．各損傷モードにおいて剛性マトリックス成分値を求めた結果を式（4-6）～（4-9）に

示す．ここで，Q_{ij}' は損傷状態における剛性マトリックスを，Q_{ij} は初期状態の剛性マトリックス[Q]の成分を表す．

$$\text{Mode } L: \qquad Q_{ij}' = \begin{bmatrix} \xi' Q_{11} & \psi' Q_{12} & \psi' Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ \psi' Q_{12} & Q_{22} & Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ \psi' Q_{13} & Q_{23} & Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \zeta Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \zeta Q_{66} \end{bmatrix} \tag{4-6}$$

ただし，$\sigma_L > 0$ の場合，$\xi'=1/10000$，$\psi'=1/100$，
$\sigma_L < 0$ の場合，$\xi'=1/10000$，$\psi'=1/100$

$$\text{Mode } T \,\&\, LT: \quad Q_{ij}' = \begin{bmatrix} Q_{11} & \psi' Q_{12} & Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ \psi' Q_{12} & \xi' Q_{22} & \psi' Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{13} & \psi' Q_{23} & Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \zeta Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \zeta Q_{66} \end{bmatrix} \tag{4-7}$$

ただし，$\sigma_T > 0$ の場合，$\xi'=1/10000$，$\psi'=1/100$，
$\sigma_T < 0$ の場合，$\xi'=1/10000$，$\psi'=1/100$

$$\text{Mode } Z \,\&\, ZL: \quad Q_{ij}' = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & \psi' Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & \psi' Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ \psi' Q_{13} & \psi' Q_{23} & \xi' Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \zeta Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \zeta Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \tag{4-8}$$

ただし，$\sigma_Z > 0$ の場合，$\xi'=1/10000$，$\psi'=1/100$，
$\sigma_Z < 0$ の場合，$\xi'=1/10000$，$\psi'=1/100$

$$\text{Mode } TZ: \qquad Q_{ij}' = \begin{bmatrix} Q_{11} & \psi' Q_{12} & \psi' Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ \psi' Q_{12} & \xi' Q_{22} & \xi' Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ \psi' Q_{13} & \xi' Q_{23} & \xi' Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \xi' Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \zeta Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \zeta Q_{66} \end{bmatrix} \tag{4-9}$$

ただし，$\sigma_T > 0$ または$\sigma_Z > 0$ の場合，$\xi' = 1/10000$，$\psi' = 1/100$，
$\sigma_T < 0$ または$\sigma_Z < 0$ の場合，$\xi' = 1/10000$，$\psi' = 1/100$

このように各損傷モードにおいて，上記の剛性マトリックスにより荷重負荷方向による剛性低下の違いを考慮することができる．

4.2.3 変位増分法による損傷進展解析法

FRP の損傷進展は非線形挙動を示す．これは，局所的な損傷の累積とマトリックスの塑性変形によるものである．しかしながら，FRP では，損傷による特性劣化が大きいことから，非線形挙動の支配的な原因は損傷の累積であると考える．したがって，マトリックスの塑性変形の影響は無視し，ある負荷状態おける力学的挙動は，その時点での損傷状態ならびに荷重により決定されるものと考える．そのため，FRP の非線形挙動に対する数値解析では，一般に区間線形化による増分法が有効である．そこで，局所的な増分区間を線形近似した折れ線により荷重－変位曲線を模擬する．区間線形解析手法には，荷重を逐次増分させる荷重増分法と変位を増分させる変位増分法があるが，一般的に FRP の挙動は変位漸増型であり，変位増分法の方がより効率的な非線形挙動の計算ができる．そこで，本手法では変位増分法に基づく繰り返し計算により FRP の損傷進展における非線形挙動を模擬する．まず，初期状態（未損傷状態）から順次変位を増分させ，得られた応力状態から，前述の破壊則により各要素における損傷の発生を判定する．損傷が発生しない場合（Fig.4.3 中の C 点），さらに変位を増分させる．一方，損傷が発生した場合（Fig.4.3 中の A および D 点），損傷要素の応力状態から各方向の応力値と強度値の比を用いて損傷モードを特定し，異方損傷力学に基づき損傷要素の低下した剛性マトリックスを計算する．次に，損傷要素における全応力の解放および周辺要素への応力再配分を考慮する．すなわち，得られた損傷後の剛性方程式に対して，変位を増分せずに損傷発生時と同じ変位を再び負荷し，再配分された応力状態に対して損傷発生の有無を判定する．新たに損傷が発生した場合（Fig.4.3

中のＥ点）は，損傷要素の剛性を低下させて同様の計算を実施し，新たな損傷が発生しなくなるまで同様の処理を繰り返す．損傷の発生がなくなった時点（Fig.4.3 中の F 点）でその変位の損傷進展は停止したと判断し，さらに変位を増分させて解析する．

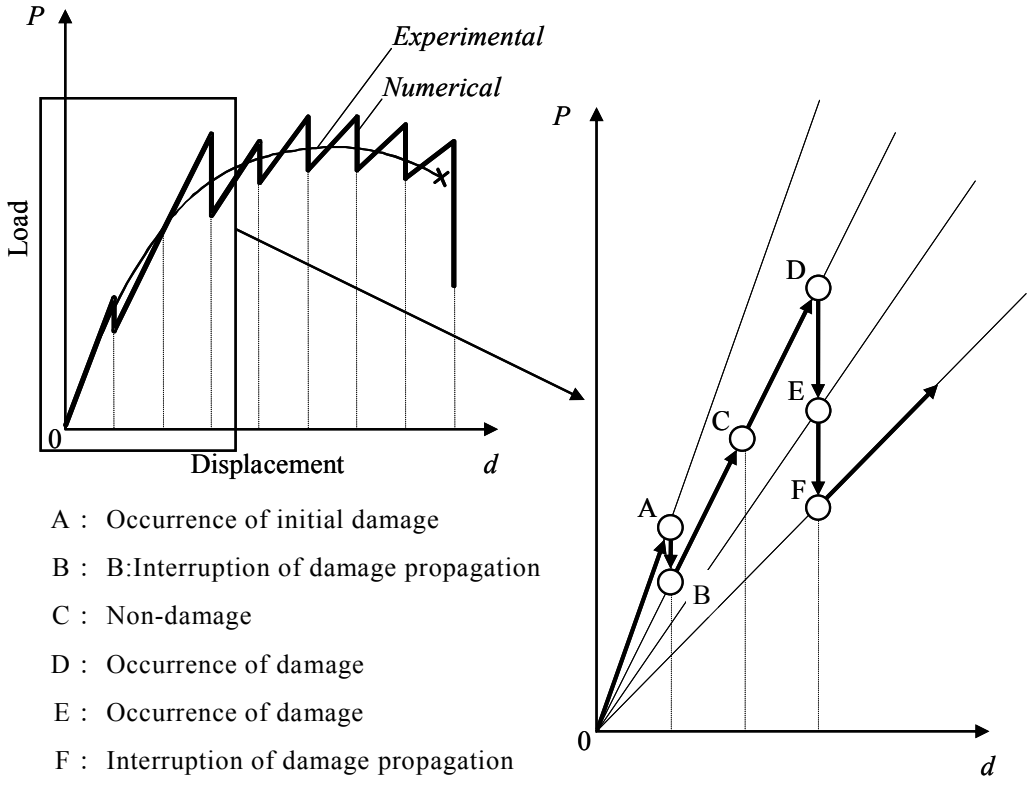


Fig. 4.3 Procedure based on incremental displacement method for non-linear behavior caused by damage propagation

4.3 一方向繊維強化複合材料の等価物性値の算出法

4.3.1 等価弾性係数

前節に述べた損傷進展解析法では，一方向繊維強化複合材料の力学的特性が必要となる．本節では，弾性係数の算出法の一つである Chamis の式[69]について述べる．Chamis の式は複合則を基本とし，繊維周りの樹脂を考慮した理論である．Fig.4.4 に示すように正方配列の繊維を等価な断面積を有する正方形に置換して考える．この仮定から，繊維部正方形の辺の長さ S_f と領域全体の辺の長さ S は式 (4-10) および式 (4-11) で表される．

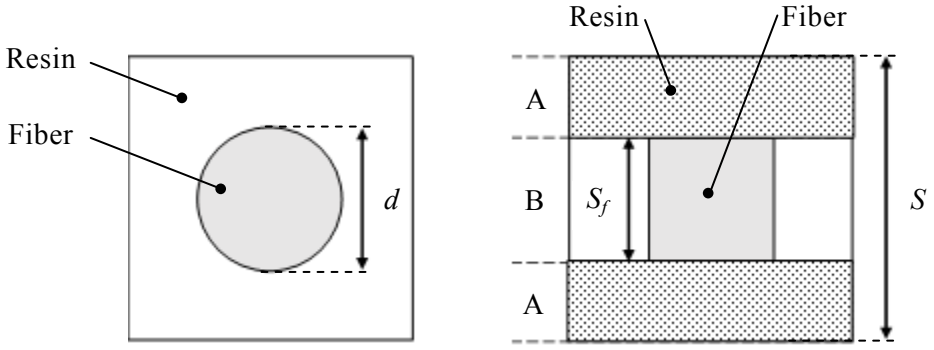


Fig. 4.4　Chamis's model of simplified unidirectional composites

$$S_f = \sqrt{\frac{\pi}{4}}d \tag{4-10}$$

$$S = \sqrt{\frac{\pi}{4V_f}}d \tag{4-11}$$

繊維主軸方向弾性係数 E_L とポアソン比 ν_{LT} については複合則より，

$$E_L = E_{fL}V_f + E_m\left(1-V_f\right) \tag{4-12}$$

$$\nu_{LT} = \nu_{fLT}V_f + \nu_m\left(1-V_f\right) \tag{4-13}$$

と算出される．また Fig.4.3 に示す A は樹脂のみの領域，B は繊維と樹脂の両方を含む領域と仮定すると，領域 B の繊維含有率は S_f/S となり，繊維垂直方向弾性係数 E_{BT} は複合則より，

$$\frac{1}{E_{BT}} = \frac{1}{E_{fT}}\frac{S_f}{S} + \frac{1}{E_m}\frac{S-S_f}{S} \tag{4-14}$$

となる．ここで，式（4-10），式（4-11）を代入すると，

$$E_{BT} = \frac{E_m}{1-\sqrt{V_f}\left(1-\frac{E_m}{E_{fT}}\right)} \tag{4-15}$$

が得られる．よって，領域 A と B を接合した領域全体の繊維垂直方向弾性係数 E_T および繊維板厚方向弾性係数 E_Z は，

$$E_T = E_Z = E_{BT}\frac{S_f}{S} + E_m\frac{S-S_f}{S} = E_m\left[\left(1-V_f\right)+\frac{\sqrt{V_f}}{1-\sqrt{V_f}\left(1-\frac{E_m}{E_{fT}}\right)}\right] \tag{4-16}$$

となる．横弾性係数 G_{LT}，G_{TZ}，G_{ZL} とポアソン比 ν_{TZ} についても，同様の考え方から以下のようになる．また，ポアソン比 ν_{ZL} は以下のようになる．

$$G_{LT} = G_m\left[\left(1-V_f\right)+\frac{\sqrt{V_f}}{1-\sqrt{V_f}\left(1-\frac{G_m}{G_{fLT}}\right)}\right] \tag{4-17}$$

$$G_{TZ} = G_{ZL} = \frac{G_m}{1-\sqrt{V_f}\left(1-\frac{G_m}{G_{fTZ}}\right)} \tag{4-18}$$

$$\nu_{TZ} = V_f\nu_{fTZ} + \left(1-V_f\right)\left(2\nu_m - \nu_{LT}\frac{E_T}{E_L}\right) \tag{4-19}$$

$$\nu_{ZL} = \nu_{LT}\frac{E_Z}{E_L} \tag{4-20}$$

4.3.2　等価強度値

繊維主軸方向の引張強度は複合則の概念に経験的考察を加えた式（4-21）の予測式が導出されている．また圧縮強度については，繊維の座屈破壊や樹脂のせん断破壊による影響が大きいことを考慮した式（4-22）により求められる．

$$F_L^t = F_f V_f + F_m^t \left(1 - V_f\right) \frac{E_m}{E_{fL}} \tag{4-21}$$

$$F_L^c = \frac{G_m}{1 - V_f \left(1 - \dfrac{G_m}{G_f}\right)} \tag{4-22}$$

また，Hull[70]は Fig.4.5 に示すような単位長さの立方体において繊維を円筒状の孔とみなし，繊維垂直方向の引張強度は樹脂強度のみに依存すると仮定して，負荷方向に対する樹脂の有効断面積 S_m を用いて式（4-23）を提案している．

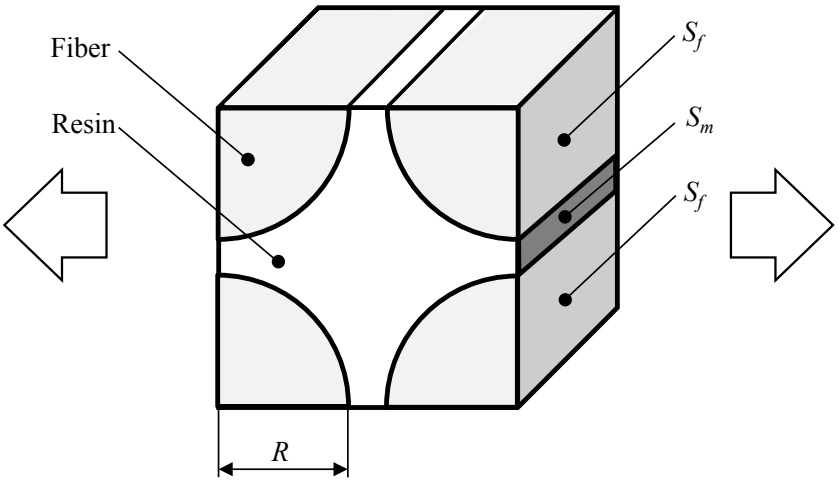


Fig. 4.5　Concept of Hull's model

$$F_T^t = F_Z^t = F_m^t S_m = F_m^t \left(1 - 2R\right) = F_m^t \left(1 - 2\sqrt{\frac{V_f}{\pi}}\right) \tag{4-23}$$

繊維垂直方向の圧縮強度についても引張強度と同様に考えられるとすると，式（4-24）が得る．

$$F_T^c = F_Z^c = F_m^c \frac{E_T\left(1-V_f\right)}{E_m} \tag{4-24}$$

また，せん断破壊強度は一般に圧縮強度の 1/2 として扱われることから，上式に対応した式（4-25）を得る．

$$F_{LT} = F_{TZ} = F_{ZL} = \frac{1}{2} F_m^c \frac{E_T\left(1-V_f\right)}{E_m} \tag{4-25}$$

4.4　損傷進展解析法に基づくテキスタイル複合材料の疲労寿命推定法の提案

4.4.1　一方向繊維強化複合材料の疲労損傷のモデル化

4.2 節のとおり, 有限要素法に連続体損傷力学を導入した損傷進展解析法により FRP の突発的な損傷挙動を模擬することが可能である．しかしながら，静的な引張強度以下の応力が繰返し作用することにより破壊に至る疲労現象を取扱う場合は，別途，それに対応した損傷モデルが必要である．1.3.2 項で述べたように疲労損傷モデルには，*S-N* 線図などの実験式と破壊則を組み合わせた疲労寿命モデル，残留強度特性や残留剛性を基礎とした現象論モデル，繊維間き裂や繊維破断などと関連付けた損傷変数を利用した損傷進展モデルがある[9][43-47]．本研究では，既往の実験データの活用を考え, 一方向繊維強化複合材料の *S-N* 線図と破壊則を利用した疲労寿命モデルを用いる．まず，繰返し応力下で生じる損傷モードは 4.2.2 項と同様とし，要素の損傷判定および損傷モードの特定には累積疲労損傷則である Miner 則[71]を用いる．Miner 則[71]では，材料に一定応力振幅σが負荷され，ある繰返し数 N で疲労破壊が発生する場合，応力繰返し過程で疲労損傷が順次蓄積され，これが限界値に達したとき破壊が起こると考える．つまり，応力繰返しの 1 回ごとに $1/N$ ずつ疲労損傷が蓄積され，この累積値が 1 に達したときに破壊する．例えば，Fig.4.6 の *S-N* 線図においていくつかの応力レベルσ_1，σ_2，…，σi を想定し，各応力レベルにおける疲労寿命を N_1，N_2，…，N_i とする．このとき各応力が n_1，n_2，…，n_i だけ繰返された場合の各応力レベルにおける累積損傷度は n_1/N_1，n_2/N_2，…，n_i/N_i であるから，累積損傷による破壊は式（4-26）を満たすとき発生する．

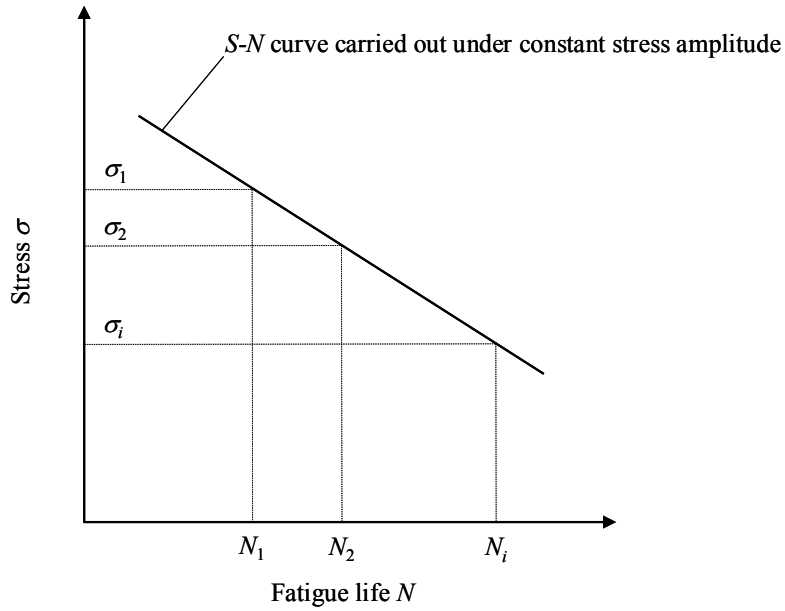


Fig. 4.6　Scheme of Miner's rule

$$\frac{n_1}{N_1}+\frac{n_1}{N_1}+\cdots+\frac{n_i}{N_i}=\sum_{i=1}^{t}\frac{n_i}{N_i}=1 \tag{4-26}$$

ここで, t は累積損傷値が初めて 1 を超えるときの繰返し応力の段数 i である. また, 損傷モードの特定には, Miner 則[71]における累積疲労損傷度を用いる. 各応力成分に対して累積損傷度を算出し, その値が最大となる応力成分を損傷に支配的な応力成分であると判定し, 損傷モードを特定する. なお, Miner 則[71]による損傷の発生判定や損傷モードの特定には, 一方向繊維強化複合材料の繊維長手（σ_L 成分), トランスバース（σ_T, σ_Z 成分), 面内せん断（τ_{LT}, τ_{ZL} 成分), 面外せん断（τ_{TZ} 成分）の各応力成分に対する *S-N* 曲線が必要となる. そのため, 各応力成分に対応した *S-N* プロットに対して, *S-N* 曲線を回帰する. *S-N* 曲線の回帰モデルには, 式（4-27）に示す両対数直線回帰モデル[52]および式（4-28）に示す Bastenaire 回帰モデル[72]を用いる. 両対数直線回帰モデルは疲労限度を示さない材料の *S-N* 曲線回帰に有効な回帰モデルであり, Bastenaire 回帰モデルは低サイクル領域から高サイクル領域まで広範囲に渡って優れた適合性を示す回帰モデルである.

$$\log_{10}\sigma = -A\log_{10}N + B \tag{4-27}$$

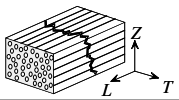
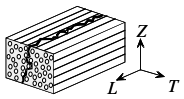
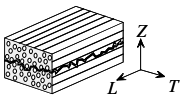
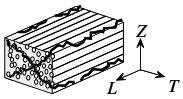
$$N = \frac{A}{\sigma - E}\exp\left[-\left(\frac{\sigma - E}{B}\right)^{C}\right] \tag{4-28}$$

ここで，σ および N はそれぞれ繰返し荷重の最大応力および破断繰返し数であり，A，B，C および E は回帰パラメータである．なお，両対数直線回帰モデルの回帰法には日本材料学会標準[48]を，Bastenaire 回帰モデルの回帰法には Gauss-Newton 法による非線形最小二乗法[73]を用いる．

4.4.2　テキスタイル複合材料の疲労寿命の推定手順

本研究で提案する疲労寿命推定法は，4.2 節で示した損傷進展解析法に前項の疲労損傷モデルを導入することで実現する．提案手法ではある要素の損傷により周囲の要素に生じる応力再配分に起因する“突発損傷型（Sudden failure）”と，繰返し応力下における累積疲労損傷に起因する“消耗損傷型（Wear out failure）”の 2 つの損傷型式を考慮する．Table 4.2 に突発損傷型と消耗損傷型の損傷モードとその特定方法をまとめる．

Table 4.2　Classification of failure mode of element for fatigue analysis

Damage mode	Anisotropic damage model for fiber bundle			
	Mode L 	*Mode T & LT* 	*Mode Z & ZL* 	*Mode TZ* 
Sudden failure (Maximum stress to strength ratio)	$\frac{\sigma_L^{\ 2}}{F_L^{\ t}F_L^{\ c}}$	$\frac{\sigma_T^{\ 2}}{F_T^{\ t}F_T^{\ c}}$ *or* $\left(\frac{\tau_{LT}}{F_{LT}^{\ s}}\right)^2$	$\frac{\sigma_Z^{\ 2}}{F_Z^{\ t}F_Z^{\ c}}$ *or* $\left(\frac{\tau_{ZL}}{F_{ZL}^{\ s}}\right)^2$	$\left(\frac{\tau_{TZ}}{F_{TZ}^{\ s}}\right)^2$
Wear out (Maximum damage parameter)	$D_{Miner,\ L}$	$D_{Miner,\ T}$ or $D_{Miner,\ LT}$	$D_{Miner,\ Z}$ or $D_{Miner,\ ZL}$	$D_{Miner,\ TZ}$
Damage tensor $\begin{bmatrix} D_1 & 0 & 0 \\ 0 & D_2 & 0 \\ 0 & 0 & D_3 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$

（σ_i, τ_i : Stress, F^t: Tensile strength, F^c: Compressive strength, F^s : Shearing strength）

Table 4.2 において，“突発損傷型”の損傷発生判定には Hoffman 則[67]を，損傷モードの特定には各方向の引張り，圧縮およびせん断強度に対する発生応力比を用い，その 6 成分中で最大となる応力成分を損傷に支配的な応力と判定し，損傷モードを特定する．一方，“消耗損傷型”の損傷発生判定には Miner 則[71]を，損傷モードの特定には各応力成分における Miner 則[71]の累積疲労損傷度 D_{Miner} を用い，その 6 成分中で最大となる累積疲労損傷度 D_{Miner} に対応した応力成分が損傷に支配的な応力と判定し，損傷モードを特定する．そして，両損傷型の損傷において，発生した各損傷モードの力学的特性を Murakami の 2 階損傷テンソル[68]により式（4-3）の構成則に反映させることで，各損傷型の各損傷モードに応じた剛性低下を考慮する．Fig.4.7 に提案手法の流れを示す．

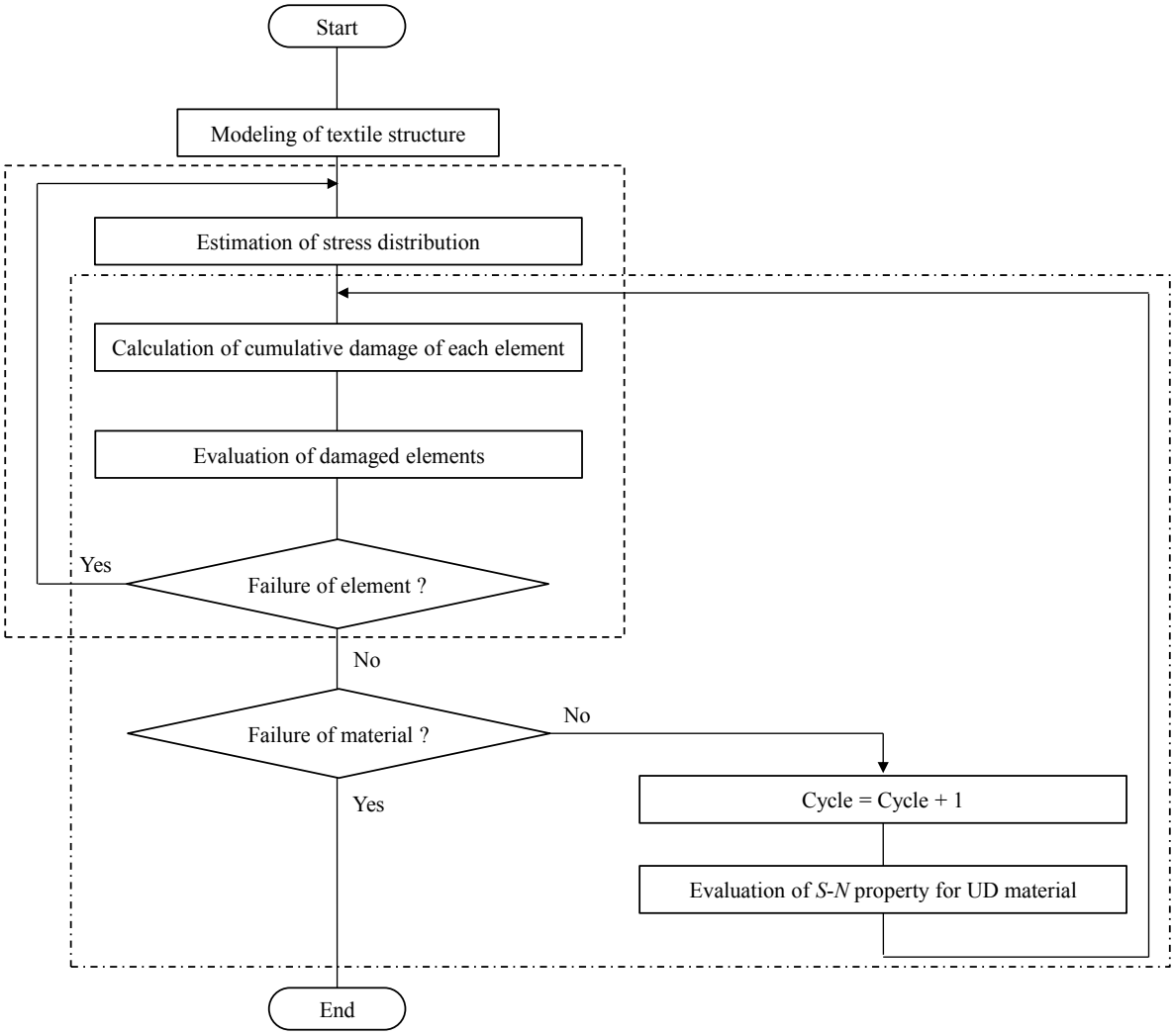


Fig. 4.7　Flow chart of estimation procedure

提案手法による疲労解析では，まず，解析対象となる有限要素モデルを作成する．次に，4.2 節に述べた異方損傷力学に基づく有限要素解析手法により，解析モデルの応力分布を求める．応力分布の結果を基に，突発損傷型および消耗損傷型の損傷発生判定およびその損傷モード特定を行う．また，材料全体の破壊判定には，解析モデルの縦弾性係数の剛性低下を用いる．この剛性低下の基準値については，提案手法による疲労解析を実施する前に，4.2 節で述べた損傷進展解析法（突発損傷型の損傷のみを考慮）により静的引張解析を実施し，得られた応力－ひずみ曲線における初期剛性が，最終破断時の剛性まで低下した場合に材料全体の破壊が発生すると考える．ここで，要素に損傷が発生した場合には，Fig.4.7 に破線で示すように損傷要素の剛性を低下させ，応力分布を再計算する．損傷が発生せず材料全体の破壊も発生しなかった場合には，Fig.4.7 の一点鎖線で示すように，応力分布を再計算することのない処理を与える．このように，要素に損傷が発生した場合のみ応力分布を再計算することで，疲労解析の問題点である計算コストの低減を図る．

4.4.3　テキスタイル複合材料の疲労寿命推定法の前提条件

提案手法の前提条件を説明する．Table4.2 で定義した一方向繊維強化複合材料の損傷形態はミクロスケールにおける繊維一本と樹脂の界面剥離などを起点として発生したき裂が繊維束内で進展した状態を想定しているため，提案手法では繊維一本と樹脂の界面剥離や繊維一本毎の破断状態を把握できない．しかしながら，一方向繊維強化複合材料の疲労損傷モデルに疲労試験結果に基づいた *S-N* 曲線（マクロスケールの情報）を用いるため，繊維一本と樹脂の界面剥離などのミクロスケールの損傷の影響はその *S-N* 曲線に含まれているものと考える．また，テキスタイル複合材料の最終破断は，繊維束内の繊維破断（一方向繊維強化複合材料の繊維破断）が支配的に作用することにより発生するため，繊維束外の樹脂損傷は最終破断に作用しないものとする．したがって，繊維束外の樹脂に対して，繰返し応力に起因して発生する消耗損傷を考慮せず，さらにその樹脂と繊維束間の界面剥離も考慮しない．ただし，5.4 節にて記載する縫合繊維強化複合材料への提案手法の適用においては，縫合繊維強化複合材料の疲労試験において界面剥離の発生を確認しているため，界面剥離を模擬するための界面要素を定義している．界面剥離を模擬する場合，樹脂の力学的特性を基にした界面要素を有限要素モデルに導入し，層間剥離の模擬を試みる．

4.4.4　一方向繊維強化複合材料の疲労強度分布に基づく寿命分布推定法

これまで述べてきたように, FRP の疲労寿命は種々の要因によりばらつきを有する．前項の提案手法では，1 応力レベルにおいて 1 点の疲労寿命を得ることができるが，疲労寿命分布の評価ができない．そこで，一方向繊維強化複合材料の疲労強度のばらつきに基づく繊維強化複合材料の寿命分布推定法を提案する．本手法では，一方向繊維強化複合材料の *S-N* 曲線回帰において，Bastenaire 回帰モデルの回帰パラメータ *E*（漸近線）を正規分布に従う確率変数として取扱い，それらの回帰パラメータを逐次変えたモンテカルロシミュレーションにより繊維複合材料の疲労寿命分布を求めるものである．Fig.4.8 にその模式図を，Fig.4.9 に提案手法の流れをそれぞれ示す．

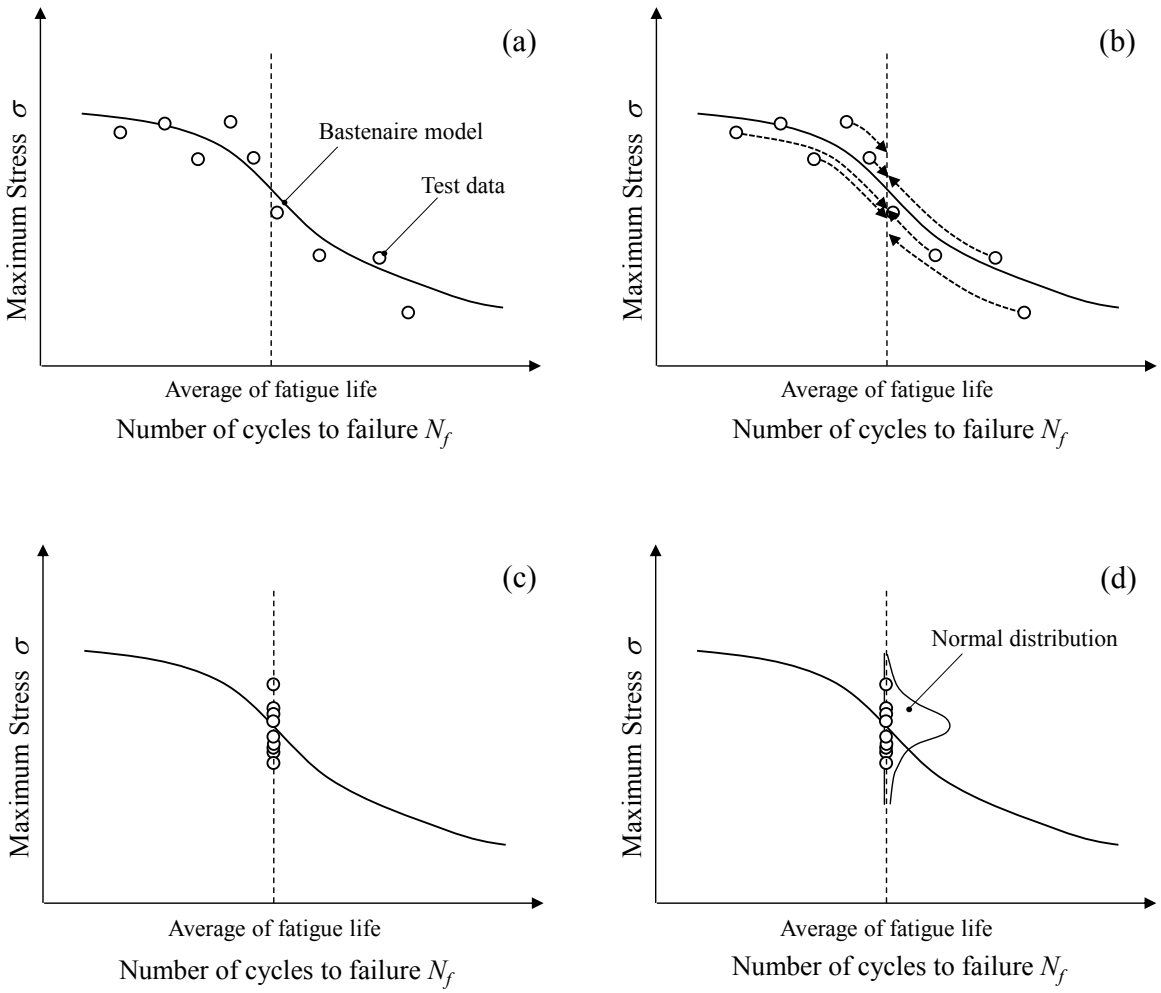


Fig. 4.8　Scheme of estimation of fatigue strength distribution of unidirectional material

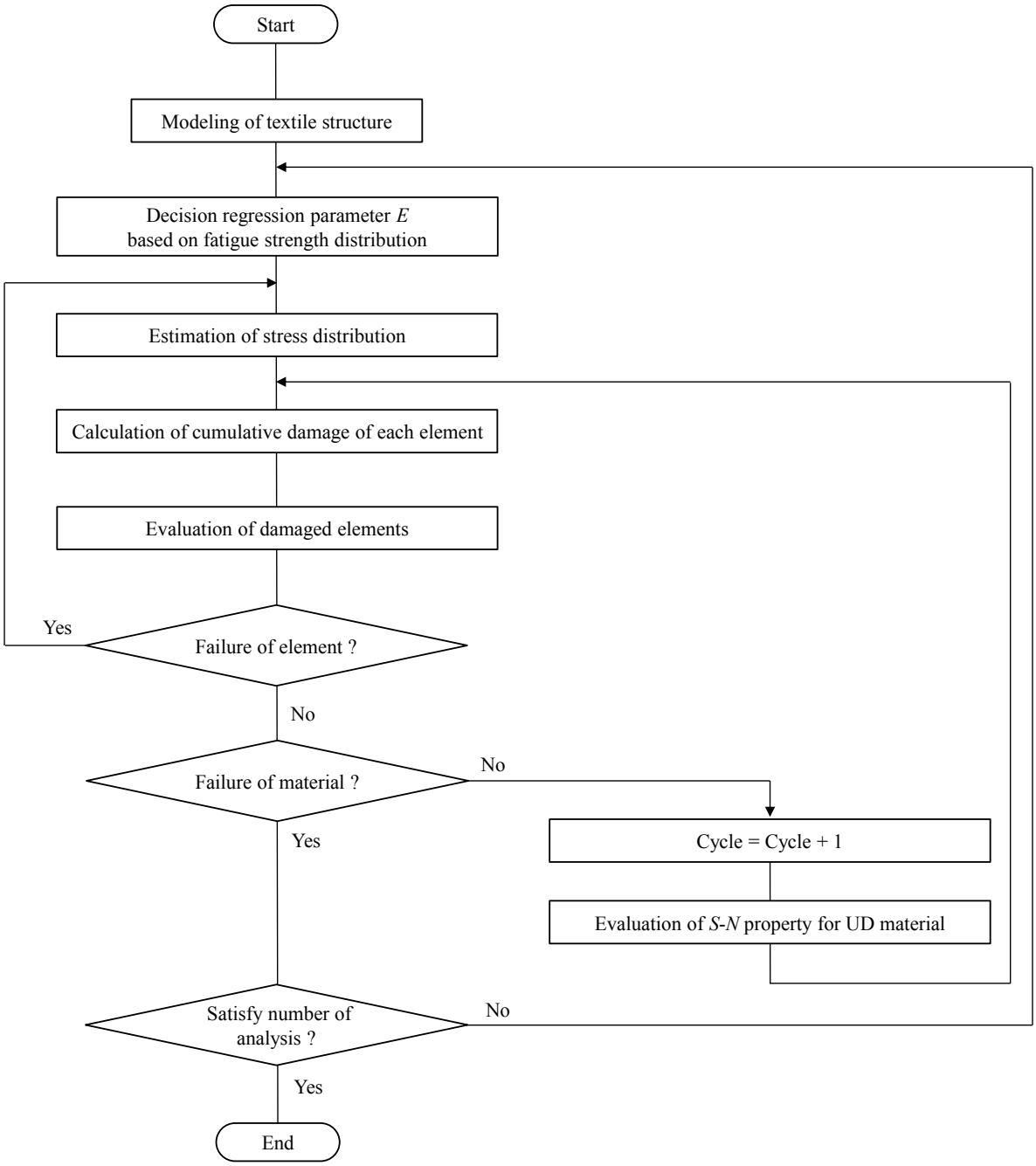


Fig. 4.9 Flow chart of estimation procedure based on fatigue strength distribution of unidirectional material

まず，回帰パラメータ E のばらつきを評価する．一方向繊維強化複合材料の S-N 線図において，疲労強度分布は疲労寿命によらず一定と仮定し，S-N プロットを S-N 回帰曲線に沿って疲労寿命の重心位置（a）にすべて移動させ（b），疲労寿命の重心位置もしくは 10^8 回における疲労強度に変換（c）する．そして，変換した疲労強度を正規

確率紙にプロットし，正規分布の標準偏差を求める（d）．正規分布は回帰パラメータ E の分布に相当するとし，その正規分布に従ってランダムに回帰パラメータ E を解析毎に逐次変化させ，全要素にその時の回帰パラメータ E を適用する．そして，前節の疲労寿命推定法により繊維強化複合材料の疲労寿命を決定した．本解析では，1 応力レベルにつき数十点から数百点の解析（1 回の解析毎に 1 点の疲労寿命を取得）を実施する．最終的に，得られた疲労寿命を対数正規確率紙およびワイブル確率紙にプロットし，疲労寿命の分布特性を評価する．なお，正規分布に基づく乱数発生法にはボックスミュラー法を用いる．

4.5 結　言

損傷力学および有限要素法に基づく損傷進展解析法に疲労損傷モデルを導入した疲労寿命推定法を提案した．以下に提案手法についてまとめる．

(1)損傷力学および有限要素法に基づくテキスタイル複合材料の損傷進展解析法について説明した．本手法は複雑な強化形態を有するテキスタイル複合材料の繊維束が微小な一方向繊維強化複合材料で構成されていると捉え，一方向繊維強化複合材料の機械的特性値および損傷モードのモデル化のみでテキスタイル複合材料の応力状態損や傷進展挙動を模擬する．損傷進展解析では各要素の繊維束内における損傷は，材料主軸 L-T-Z に対して垂直に発生するものと仮定し，繊維破断およびマトリックスき裂のいずれかの状態であるとしている．

(2)テキスタイル複合材料の損傷進展解析法に必要な一方向繊維強化複合材料の等価物性値の評価法として，弾性係数の算出法の一つである Chamis の式および強度の算出法の一つである Hull の式を取り上げて説明した．

(3)損傷進展解析に基づくテキスタイル複合材料の疲労寿命推定法および疲労寿命分布推定法を提案した．提案手法では一方向繊維強化複合材料の損傷型式を要素の損傷により周囲の要素に生じる応力再配分に起因する“突発損傷型（Sudden failure）”と，繰返し応力下における累積疲労損傷に起因する“消耗損傷型（Wear out failure）”の 2 つの損傷型式に分類した．“突発損傷型”の損傷発生判定には Hoffman 則を，損傷モードの特定には各方向の引張り，圧縮およびせん断強度に対する発生応力比を用いた．“消耗損傷型”の損傷発生判定には Miner 則と一方向繊維強化複合材料の S-N 曲線を用い，損傷モードの特定には各応力成分における Miner 則の累積疲労損傷度 D_{Miner} を用いた．発生した各損傷モードの力学的特性を Murakami の 2 階損傷テンソルにより構成則に反映させることで，各損傷型の各損傷モードに応じた剛性低下を考慮した．これらの損傷モデルを連続体損傷力学および有限要素法に基づく損傷進展解析法に導

入し，テキスタイル複合材料の疲労寿命推定法を構築した．さらに，一方向繊維強化複合材料の疲労強度のばらつきを正規分布により評価し，その分布特性に基づいたモンテカルロシミュレーションによるテキスタイル複合材料の疲労寿命分布推定法を構築した．

第 5 章　実験結果との比較による疲労寿命推定法の妥当性の検証

5.1　緒　言

本章では第 4 章で提案した損傷進展解析に基づくテキスタイル複合材料の疲労寿命推定法の妥当性を検証する．5.2 節では平織炭素繊維強化複合材料に提案手法を適用する．一方向炭素繊維強化複合材料の力学的特性および疲労損傷モデルを定義し，解析結果を疲労試験結果と比較する．平織炭素繊維強化複合材料の疲労寿命分布の推定結果も示す．5.3 節では平織ガラス繊維強化複合材料に提案手法を適用する．一方向ガラス繊維強化複合材料の力学的特性および疲労損傷モデルを定義し，解析結果を疲労試験結果と比較する．平織ガラス繊維強化複合材料の疲労寿命分布の推定結果も示す．5.4 節では縫合繊維強化複合材料に提案手法を適用する．一方向ガラス繊維強化複合材料の力学的特性および疲労損傷モデルを定義し，解析結果を疲労試験結果と比較する．縫合繊維強化複合材料の疲労寿命分布の推定結果も示す．

5.2　平織炭素繊維強化複合材料への適用

5.2.1　一方向炭素繊維強化複合材料の力学的特性と疲労損傷モデル

Nishikawa ら[74]の平織炭素繊維/エポキシ樹脂複合材（積層数：6，繊維体積含有率 50.4%）の片振り引張疲労試験結果（$R = 0.1$, 周波数 5Hz）に提案手法を適用する．Fig.5.1 に試験片形状を示す．Table 5.1 に強化繊維およびエポキシ樹脂の力学的特性を，Table 5.2 に一方向炭素繊維強化複合材料およびエポキシ樹脂の力学的特性を示す．なお，強化繊維の物性は Hexel 社の AS4 データシートより引用し，一方向炭素繊維強化複合材料の等価弾性係数は Chamis の式より求め，強度は文献[44]より引用した．

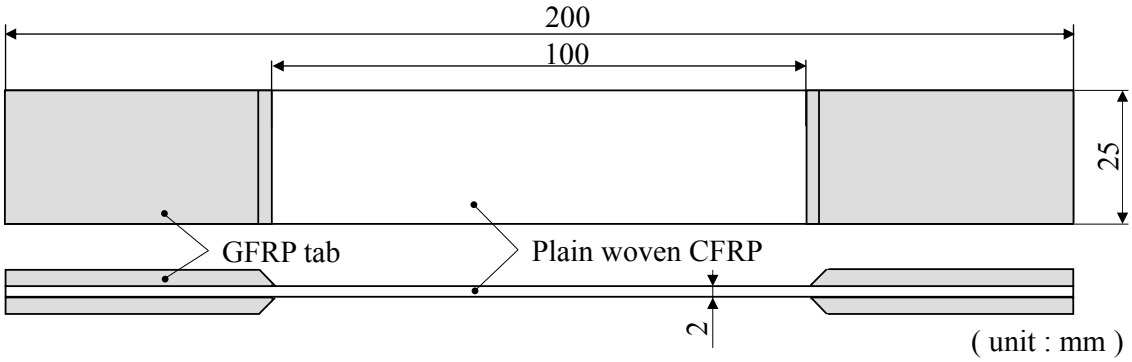


Fig. 5.1　Geometry and dimension of specimen for plain woven CFRP [74]

Table 5.1 Mechanical properties of fiber and matrix resin

Mechanical Properties \ Material		**Fiber** Carbon		**Matrix resin** Epoxy	
Young's modulus	(GPa)	E_f	230.0	E_m	3.30
Shear modulus	(GPa)	G_f	12.75	G_m	1.17
Poisson's ratio	-	ν_f	0.3	ν_m	0.35
Tensile strength	(MPa)	s_f^t	4900	s_m^t	330
Compressive strength	(MPa)		-	s_m^c	330

Table 5.2 Mechanical properties of fiber bundle and matrix resin in plain woven CFRP

Mechanical Properties \ Material		**Fiber bundle** Carbon/Epoxy		**Matrix resin** Epoxy	
Young's modulus	(GPa)	E_L E_T E_Z	197.2 11.3 11.3	E	3.30
Shear modulus	(GPa)	G_{TZ} G_{ZL} G_{LT}	4.24 7.32 7.32	G	1.17
Poisson's ratio		ν_{TZ} ν_{ZL} ν_{LT}	0.328 0.018 0.307	ν	0.35
Tensile strength	(MPa)	F_L^t F_T^t F_Z^t	2004 53.0 53.0	F^t	330
Compressive strength	(MPa)	F_L^c F_T^c F_Z^c	1197 204 204	F^c	330
Shear strength	(MPa)	F_{TZ}^s F_{ZL}^s F_{LT}^s	42.0 137.0 137.0	F^s	330

疲労損傷モデルは，一方向炭素繊維強化材料（繊維種：AS4 炭素繊維，樹脂種：3501-6 エポキシ樹脂，繊維体積含有率 62%，層厚さ：0.146mm）の *L* 方向，*T&Z* 方向，*LT&ZL* 方向および *TZ* 方向の 4 種類の疲労試験結果（*R*=0.1，面内せん断試験の周波数 2Hz，それ以外の周波数 10Hz）[45][75]に対して，両対数直線回帰モデルおよび Bastenaire 回帰モデルを回帰することにより構築した．Fig.5.2 に両対数直線回帰モデルの回帰結果を，Fig.5.3 に Bastenaire 回帰モデルの回帰結果をそれぞれ示す．

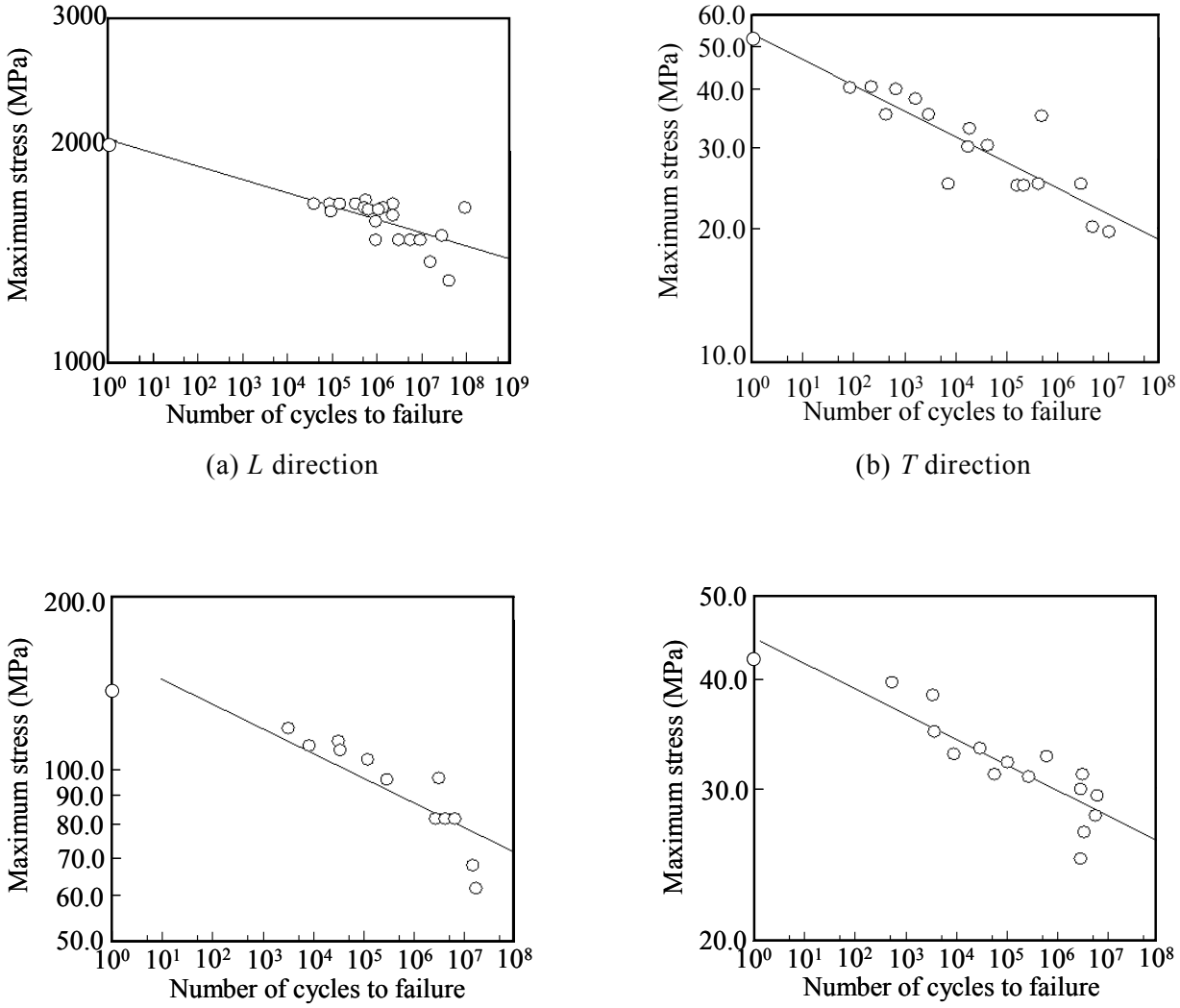
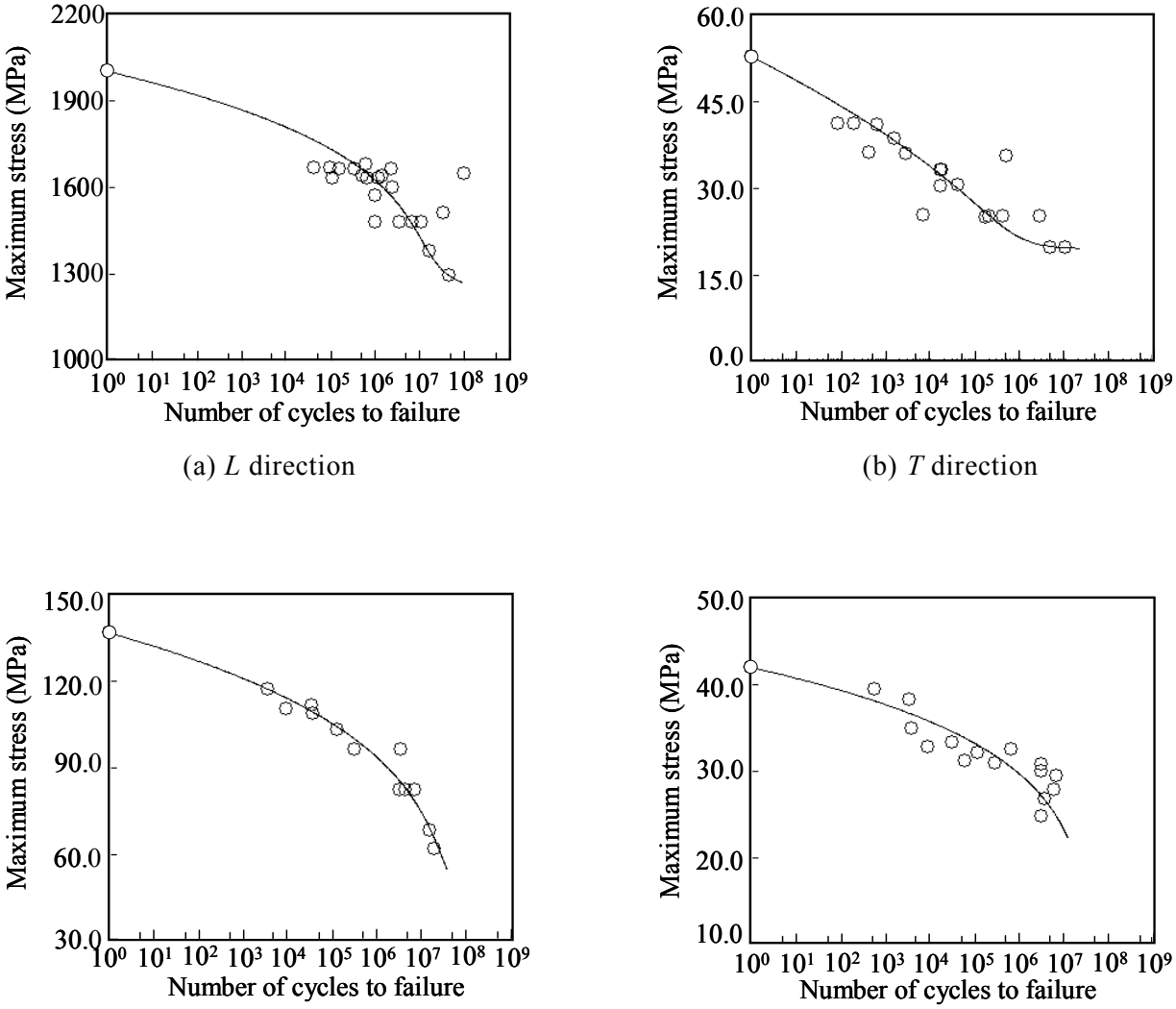


Fig. 5.2　Obtained *S-N* curves for each stress components (Double logarithmic linear model)



(a) *L* direction

(b) *T* direction

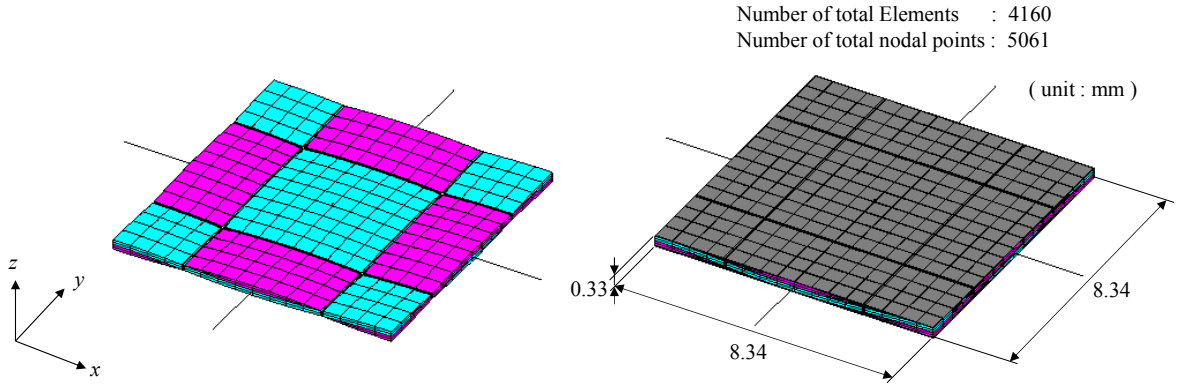
(c) *ZL, LT* direction

(d) *TZ* direction

Fig. 5.3 Obtained *S-N* curves for each stress components (Bastenaire model)

5.2.2　平織炭素繊維強化複合材料の有限要素モデルと境界条件

Fig.5.4 に平織材の有限要素モデルを示す．Fig.5.4(a)に示すように横糸を薄桃色で，縦糸を薄青色でそれぞれ示している．なお，織構造の幾何学形状の作成には WiseTex[76]を用いた．平織材の解析には Table 5.2 に示した繊維束とエポキシ樹脂の物性値を用い，Fig.5.5 に示す境界条件を付与した．*xz* 面には周期境界条件を付与した．



(a) Fiber bundle　　(b) Fiber bundle with resin

Fig. 5.4　Finite element mesh for plain woven CFRP

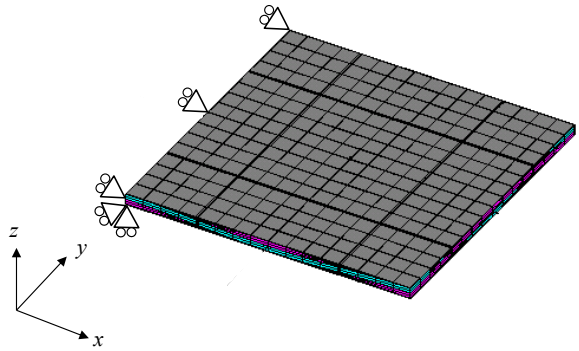


Fig. 5.5　Boundary conditions for plain woven CFRP

5.2.3　平織炭素繊維強化複合材料の静的引張解析とその結果

疲労解析における平織材の最終破壊基準を決定するため，Fig.5.5 に示した有限要素モデルに対して静荷重下における損傷進展解析を行った．本解析では x 軸方向に一定のひずみを与えた．Fig.5.6 に得られた応力－ひずみ曲線を示す．最終破壊時（B 点）における平織材の縦弾性係数は，初期損傷発生前の初期縦弾性係数（A 点）の 88.2%に低下する．この縦弾性係数の剛性低下率を最終破壊基準とし，縦弾性係数が初期の 88.2%まで低下したとき最終破壊が生じると判定することとした．

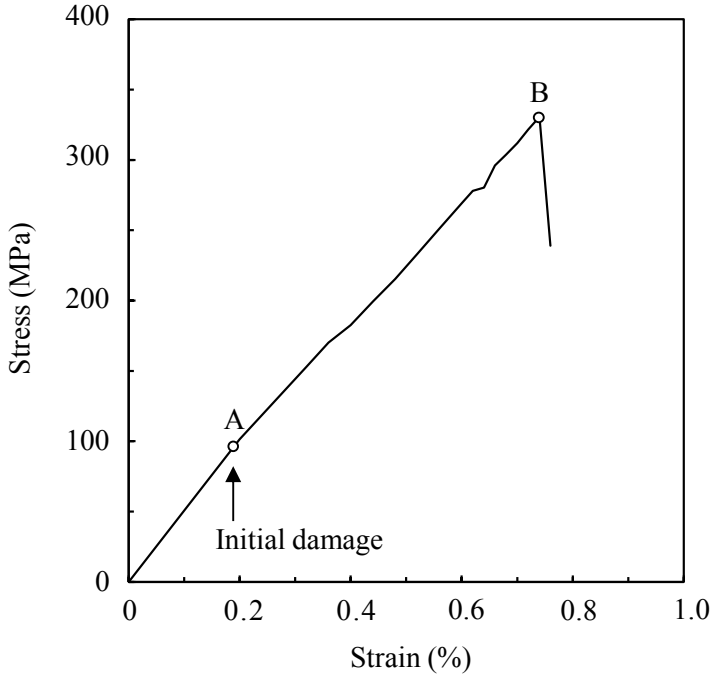


Fig. 5.6　Calculational result of stress-strain curve for plain woven CFRP under tensile condition

5.2.4　平織炭素繊維強化複合材料の疲労解析とその結果

Fig.5.5 に示した有限要素モデルに対して疲労解析を行った．本解析では，静的引張解析により得られた静的引張強度の 93%，87%，82.5%，77%を繰返し応力レベルとして設定し，その応力レベルと等価なひずみを x 軸方向に付与した．Fig.5.7 に解析により得られた予測 *S-N* 曲線および平織材の疲労試験結果（応力比 0.1，周波数 5.0Hz）[74]を併せて示す．縦軸は静的引張強度により正規化している．なお，この予測 *S-N* 曲線は，応力レベル 93%，87%，82.5%，77%において得られた疲労寿命の解析値に対して，日本材料学会標準[48]を用いて片対数直線回帰モデルを回帰した結果であり，実線は一方向炭素繊維強化複合材料の疲労損傷モデルに Bastenaire 回帰モデルを用いて疲労解析した結果を，点線は両対数直線回帰モデルを用いて疲労解析した結果をそれぞれ

示している．さらに，2.4.1 節で記載した日本材料学会標準[48]に記載されている分散分析表により，その予測 *S-N* 曲線と疲労試験結果との当てはめ評価を行った．併せて，決定係数による当てはめ評価も行った．なお，2 章では相関係数を使用したが，本節以降では，回帰直線の当てはめ性を評価するため決定係数を用いることとした．Table 5.3 に一方向炭素繊維強化複合材料の疲労損傷モデルに Bastenaire 回帰モデルを用いて得られた予測 *S-N* 曲線の当てはめ性を分散分析表により評価した結果を，Table 5.4 に両対数直線回帰モデルを用いて得られた予測 *S-N* 曲線の当てはめ性を分散分析表により評価した結果をそれぞれ示す．

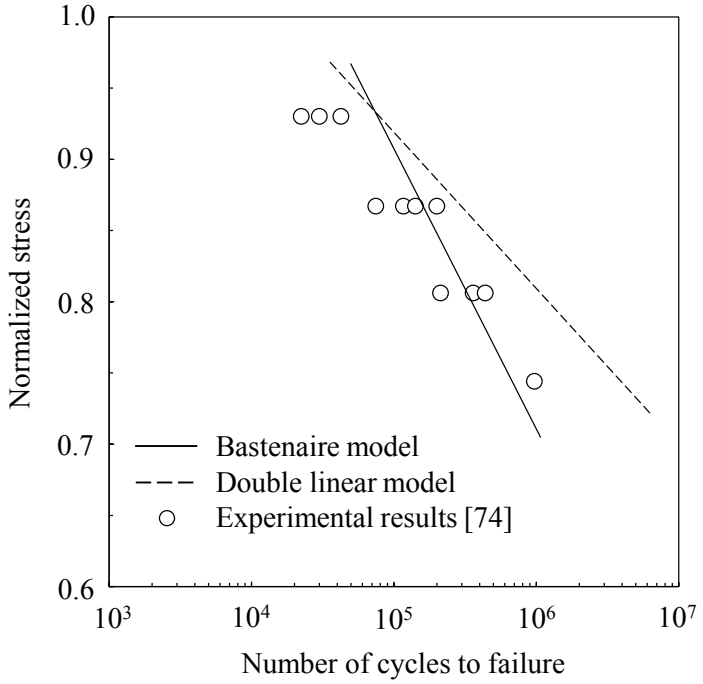


Fig. 5.7　Predicted *S-N* curve for plain woven CFRP

Table 5.3　Result of analysis of variance table based on predicted *S-N* curve for plain woven CFRP by using Bastenaire mode as fatigue damage model

	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	0.114	2	0.0571	14.75
Residual variation	0.031	8	0.0039	-
Total variation	0.145	10	-	-
$F_{0.01}$ (2, 8)				8.65
Judement				Rejection

Table 5.4　Result of analysis of variance table based on predicted *S-N* curve for plain woven CFRP by using double logarithmic linear mode as fatigue damage model

	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	0.056	2	0.0281	7.59
Residual variation	0.030	8	0.0037	-
Total variation	0.086	10	-	-
$F_{0.01}(2, 8)$	8.65			
Judement	Adoption			

Table 5.3 より，分散分析表から求まる分散比 14.75 が自由度（2,8）の *F* 分布の有意水準 0.01 における分散比 8.65 よりも大きいため，帰無仮説（寄与率 0）が棄却され，一方向炭素繊維強化複合材料の疲労損傷モデルに Bastenaire 回帰モデルを用いて得られた予測 *S-N* 曲線は疲労寿命の予測に役立つ結果と判定される．また，当てはめ性を判断する尺度である決定係数を Table 5.3 における回帰変動値 0.114 を全変動値 0.145 で除して計算したところ，その決定係数は 0.786 であった．一般に決定係数が 0.7 以上であれば当てはめ性が良いと判断されるため，この決定係数からも予測 *S-N* 曲線の当てはめ性は良いことが確認できる．一方，Table 5.4 より，分散分析表から求まる分散比 7.59 が自由度（2,8）の *F* 分布の有意水準 0.01 における分散比 8.65 よりも小さいため，帰無仮説（寄与率 0）は棄却されず，一方向炭素繊維強化複合材料の疲労損傷モデルに両対数直線回帰モデルを用いて得られた予測 *S-N* 曲線は疲労寿命の予測に役立つ結果と判定されなかった．また，同様に決定係数を Table 5.4 における回帰変動値 0.056 を全変動値 0.086 で除して計算したところ，その決定係数は 0.651 であった．この決定係数が 0.7 よりも小さいため，予測 *S-N* 曲線の当てはめ性は良いと判定することが難しい．したがって，一方炭素向繊維強化複合材料の疲労損傷モデルに Bastenaire 回帰モデルを用いて得られた予測 *S-N* 曲線の当てはめ性は両対数直線回帰モデルを用いて得られた予測 *S-N* 曲線の当てはめ性よりも良いと判定できる．これは，一方向繊維強化複合材料の疲労損傷モデルにおいて低サイクル疲労特性の取り扱いの影響によるものと考えられる．織物複合材料に生じる応力状態は織り構造の各部分によって異なり，繊維束交差部などの応力集中部では低サイクル疲労域に相当する応力レベルにまで達すると考えられるため，低サイクル疲労特性も *S-N* 曲線の回帰に考慮する必要がある．しかしながら，両対数直線回帰モデルでは，低サイクル領域の疲労特性を線形的に表現してしまうため，これが低サイクル疲労域における疲労強度の過度な推定の原因となり，両対数直線回帰モデルを用いた予測 *S-N* 曲線による疲労寿命は，疲労試験結果よりも大きくなると考えられる．しかしながら，Fig.5.7 より一方向炭素繊維

強化複合材料の疲労損傷モデルに両対数直線回帰モデルを用いて得られた予測 *S-N* 曲線の傾きは，疲労試験結果の定性的な傾向を示していると考えられる．このように，一方向炭素繊維強化複合材料の疲労試験結果に対する回帰モデルの選定が疲労寿命予測に影響を及ぼすことがわかる．

次に，一方向炭素繊維強化複合材料の疲労強度のばらつきから平織材の疲労寿命分布の推定を試みる．Fig.5.3 に示す一方向炭素繊維強化複合材料の疲労試験結果に対する正規分布に従って，回帰パラメータ *E* を解析毎にランダム変化させた疲労解析を応力レベル 93%，80%，85%，70%にて実施した．Fig.5.8 に得られた疲労寿命を対数正規確率紙にプロットした結果を示す．なお，確率紙における分布評価において，累積確率を求める方法にメジアンランク法を用いている．得られた疲労寿命分布は低寿命域では対数正規分布に従うが，高寿命域では対数正規分布から外れるデータ群が認められる．これは解析中に定める打切り繰返し数よりも低寿命側に存在しており，このデータ群が存在する繰返し数において，異なるモードの要素の損傷が生じたためと考えられる．そのため，応力レベル 70%の繰返し応力下において発生する損傷モードの調査を実施した．Fig.5.9(a)，(b)に低寿命で破壊するときの初期損傷状態と破壊直前の損傷状態をそれぞれ示す．また，Fig.5.9(c)に長寿命で破壊するときの損傷状態を示す．なお，損傷要素は黒色で示している．低寿命で破壊する場合，まず繰返し数 1 回目に横糸の各要素において繊維直角方向の引張強度以上の応力が生じ，繊維直角方向垂直応力が支配的な *mode T* の突発損傷型繊維束内マトリックスき裂が発生する．その後，Fig.5.9(a)の繰返し数 98 回目までにマトリックスき裂が進展する．さらに，縦糸と横糸の繊維束交差部において，縦糸にも *mode T* の繊維束内マトリックスき裂が発生，進展する．Nishikawa らの疲労試験結果[74]において繊維束交差部における損傷発生を報告していることから，本解析により得られた損傷モードは実験結果と一致する．Fig.5.9(b)では *mode T* の繊維束内マトリックスき裂が進展している様子がうかがえる．一方，長寿命で破壊する場合，繰返し数 10^7 回を超えた付近から，Fig.5.9(a)および(b)に示すような *mode T* の繊維束内マトリックスき裂に加えて，Fig.5.9(c)に示す損傷要素において *TZ* 面のせん断応力が支配的な *mode TZ* の繊維束内マトリックスき裂が発生している．なお，Fig.5.9(c)では *mode TZ* の繊維束内マトリックスき裂の発生要素のみを表示している．損傷モードの発生については，長寿命で破断する場合の解析で用いた一方向炭素繊維強化複合材料の面外せん断方向の疲労強度が，低寿命域で破断する場合の解析で用いたそれよりも低くかったため，長寿命域で新たに *mode TZ* の繊維束内マトリックスき裂が発生したと考えられる．したがって，Fig.5.8 において，長寿命域では新たな損傷の発生により，飽和した破壊確率が再び上昇したと考えられる．

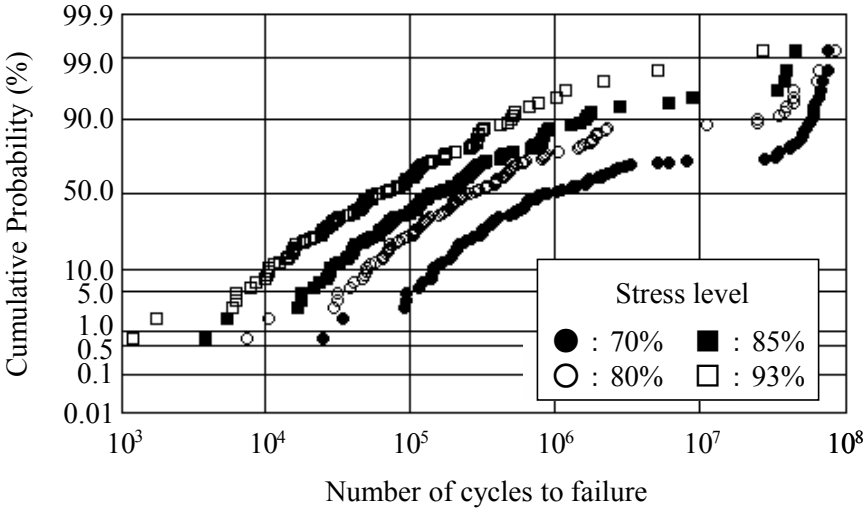
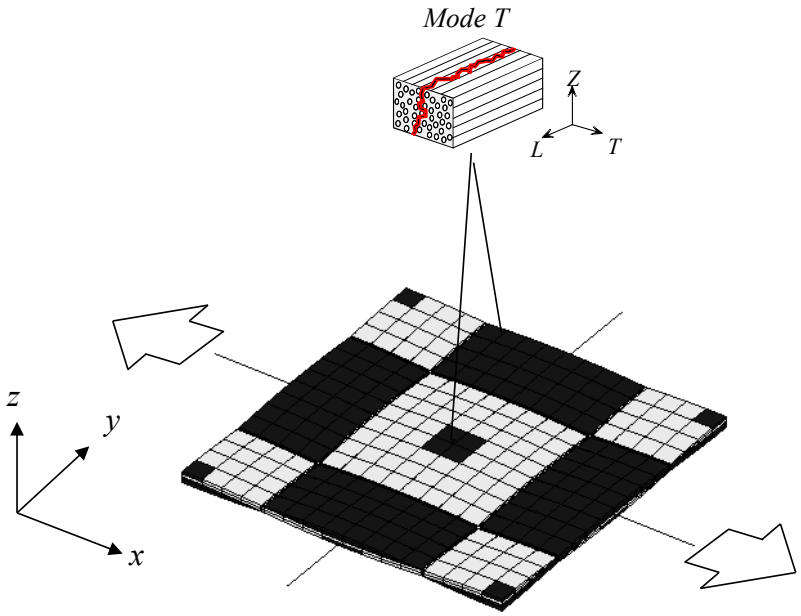
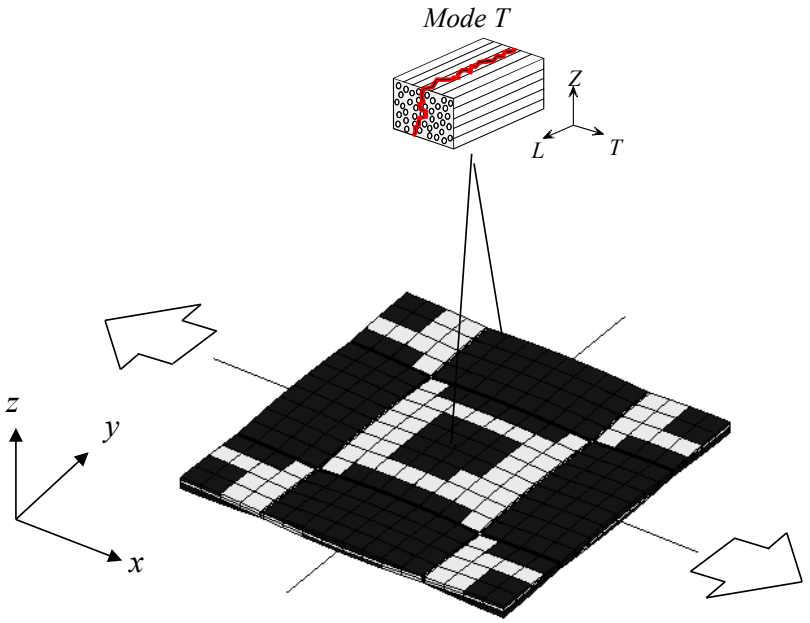


Fig. 5.8 Distribution of fatigue life for *S-N* plot of plain woven CFRP by calculation (Log-normal probability paper)

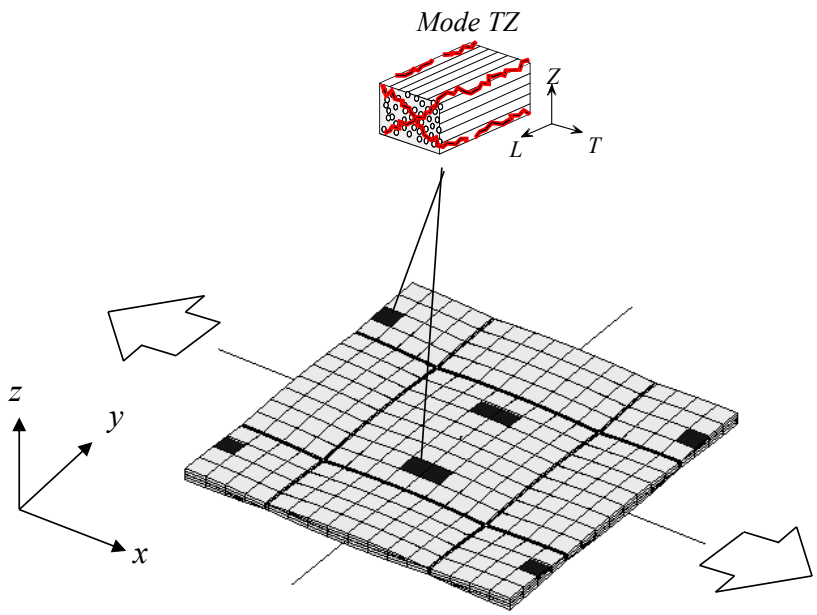


(a) 98 cycles

Fig. 5.9 Damage state of plain woven CFRP under cyclic loading (Stress level: 0.7)



(b) 327158 cycles



(c) 30617313 cycles

Fig. 5.9 Damage state of plain woven CFRP under cyclic loading (Stress level: 0.7) (Continued)

最後に，疲労寿命分布推定法の妥当性を検証する．上記のように損傷モードが混在する場合の疲労寿命分布の評価には，混合分布の適用や損傷モードにデータを分類して分布を再評価することが望ましい．そこで本研究では，Fig.5.9 の結果を踏まえ，損傷モードが変化すると考えられる 10^7 回をしきい値とし，10^7 回までの疲労寿命の解析結果を対象として，その疲労寿命を対数正規確率紙に再プロットし，その分布特性に基づいた *P-S-N* 曲線と実験結果を比較する．Fig.5.10 に対数正規確率紙に再プロットした結果および推定した分布関数を併せて示す．なお，分布関数の推定は最小二乗法を用いた．Fig.5.10 の対数正規確率紙において，いずれの応力レベルにおいても疲労寿命のプロット点は対数正規分布の分布関数の直線上に並んでおり，分布関数と疲労寿命プロット点との当てはめ性を示す決定係数は，応力レベル 93%，85%，80%，70% において，それぞれ 0.990，0.986，0.984，0.988 を示した．したがって，いずれの応力レベルにおいても疲労寿命分布は対数正規分布に従うと考えられる．この各応力レベルにおける疲労寿命分布を利用し，*P-S-N* 曲線を描いた．その結果を Fig.5.11 に示す．これは各応力レベルにおける対数正規分布より破壊確率 5%，50%，95%に相当する疲労寿命を求め，破壊確率が同じである各応力レベルの疲労寿命を直線で結ぶことにより作成したものである．Fig.5.11 より，疲労試験結果が破壊確率 5%と 95%における *P-S-N* 曲線内に存在することから，この疲労寿命分布は妥当性を有するものと考えられる．したがって，提案した疲労寿命分布推定法は妥当性を有するものと考えられる．

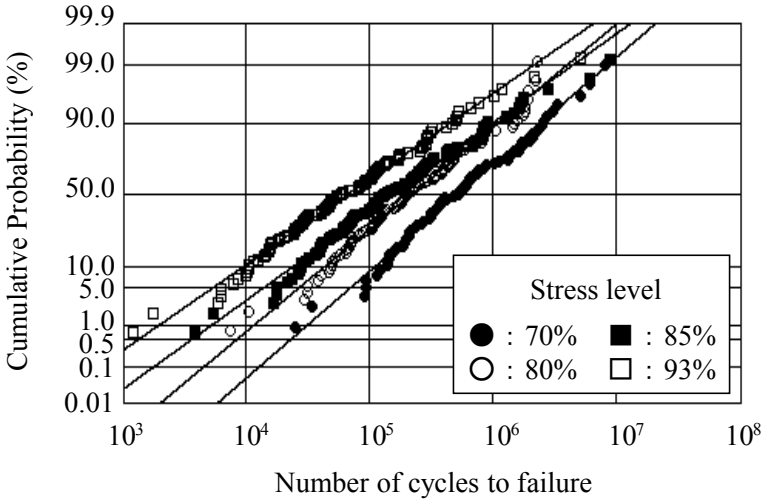


Fig. 5.10　Distribution of fatigue life for *S-N* plot within 10^7 cycles of plain woven CFRP by calculation (Log-normal probability paper)

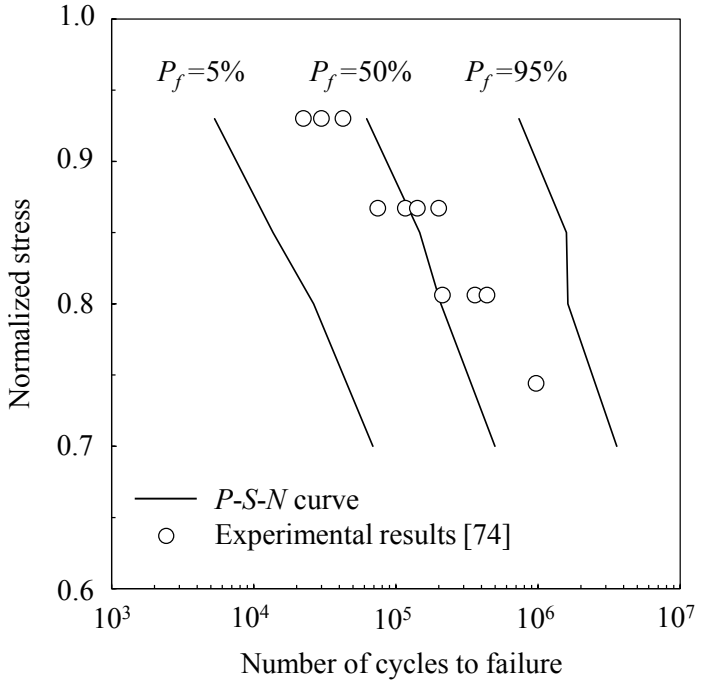


Fig. 5.11　*P-S-N* curve of plain woven CFRP based on Log-normal distribution of fatigue life by calculation

5.3　平織ガラス繊維強化複合材料への適用

5.3.1　一方向ガラス繊維強化複合材料の力学的特性と疲労損傷モデル

Jayantha ら[77]の平織ガラス繊維/エポキシ樹脂複合材料（繊維種 : AF244 ガラスローピング, 樹脂種 : ARALDITE LC 3600 エポキシ樹脂, 積層数 : 4, 繊維体積含有率 47.7%）の片振り疲労試験結果（R = 0.01，周波数 1～5Hz）に提案手法を適用する．Fig.5.12 に試験片形状を示す．Table 5.5 に強化繊維およびエポキシ樹脂の力学的特性を，Table 5.6 に一方向ガラス繊維強化材およびエポキシ樹脂の力学的特性を示す．なお，一方向ガラス繊維強化材の等価弾性係数および等価強度値は 4.3 節の方法より求めた．

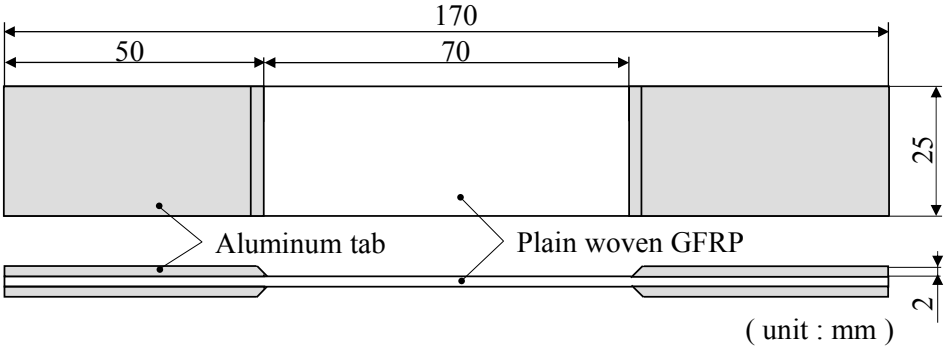


Fig. 5.12　Geometry and dimension of specimen for plain woven GFRP [77]

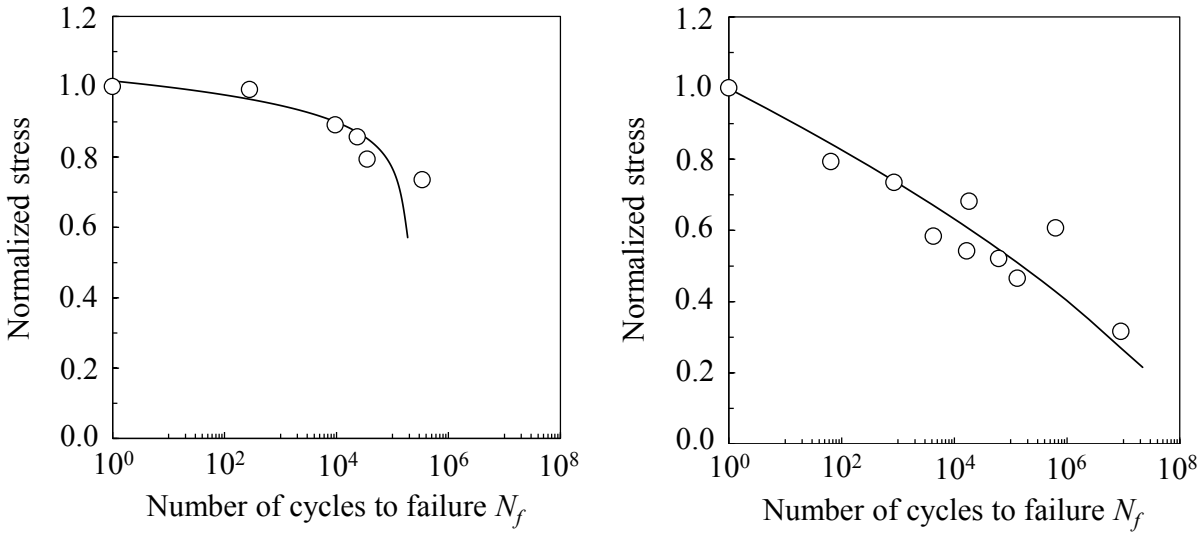
Table 5.5 Mechanical properties of fiber and matrix resin

Mechanical Properties \ Material		**Fiber** E-glass		**Matrix resin** Epoxy	
Young's modulus	(GPa)	E_f	72.0	E_m	3.30
Shear modulus	(GPa)	G_f	29.3	G_m	1.17
Poisson's ratio	-	ν_f	0.23	ν_m	0.35
Tensile strength	(MPa)	s_f^t	2479	s_m^t	88.26
Compressive strength	(MPa)		-	s_m^c	117.7

Table 5.6 Mechanical properties of fiber bundle and matrix resin in plain woven GFRP

Mechanical Properties \ Material		**Fiber bundle** E-glass/Epoxy (V_f = 63%)		**Matrix resin** Epoxy	
Young's modulus	(GPa)	E_L	46.6	E	3.30
		E_T	11.5		
		E_Z	11.5		
Shear modulus	(GPa)	G_{TZ}	4.91	G	1.17
		G_{ZL}	4.14		
		G_{LT}	4.14		
Poisson's ratio		ν_{TZ}	0.379	ν	0.35
		ν_{ZL}	0.068		
		ν_{LT}	0.274		
Tensile strength	(MPa)	F_L^t	1563	F^t	88.26
		F_T^t	48.7		
		F_Z^t	48.7		
Compressive strength	(MPa)	F_L^c	2960	F^c	117.7
		F_T^c	65.0		
		F_Z^c	65.0		
Shear strength	(MPa)	F_{TZ}^s	32.5	F^s	117.7
		F_{ZL}^s	32.5		
		F_{LT}^s	32.5		

疲労損傷モデルは，一方向ガラス繊維強化材料（繊維種：E-ガラス，樹脂種：エポキシ樹脂）の *L* 方向（板厚 2.5mm，積層数：10）および *T&Z* 方向（板厚 5mm，積層数：20）の疲労試験結果（R = 0，周波数 3.3Hz）[78]に対して，最大応力を静的引張強度により正規化し，Bastenaire 回帰モデルを回帰することにより構築した．Fig.5.13 に Bastenaire 回帰モデルの回帰結果をそれぞれ示す．ただし，解析中の各方向の最大応力は，正規化応力に Table5.4 に示す一方向ガラス繊維強化材における各方向の引張強度およびせん断強度を乗じることにより換算し，適用した．また，提案手法では *L* 方向，*T&Z* 方向，*LT&ZL* 方向および *TZ* 方向の疲労試験結果が必要であるが，*LT&ZL* 方向および *TZ* 方向の疲労試験結果が取得できなかったため，今回は便宜的に Fig.5.13(b)の *T&Z* 方向の疲労試験結果を *LT&ZL* 方向および *TZ* 方向の疲労試験結果として適用することとした．

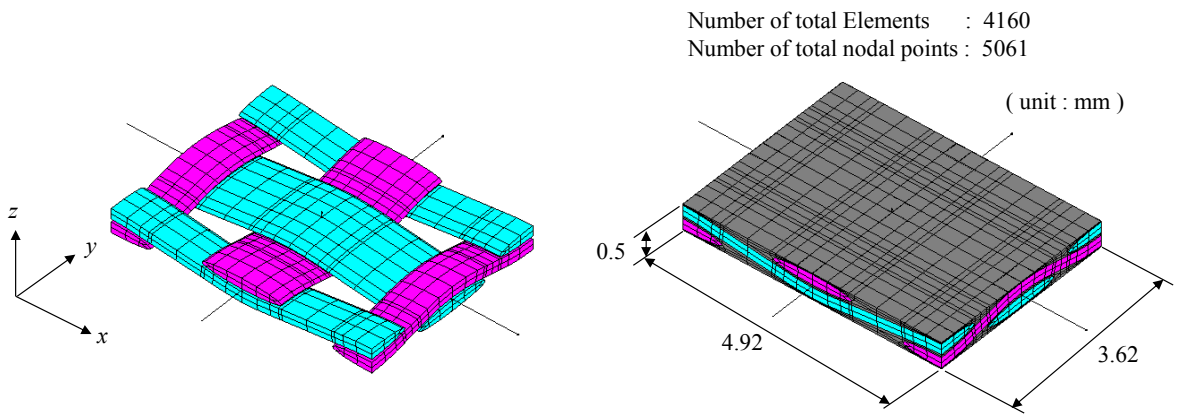


(a) *L* direction　　(b) *T, Z, TZ, ZL, LT* direction

Fig. 5.13　Obtained *S-N* curves for each stress components (Bastenaire model)

5.3.2　平織ガラス繊維強化複合材料の有限要素モデルと境界条件

Fig.5.12 に平織材の有限要素モデルを示す. Fig.5.14(a)に示すように横糸を薄桃色で，縦糸を薄青色でそれぞれ示している．なお，織構造の幾何学形状の作成には，WiseTex[76]を用いた. 平織材の解析には Table 5.4 に示した繊維束とエポキシ樹脂の物性値を用い, Fig.5.15 に示す境界条件を付与した. *xz* 面には周期境界条件を付与した.



(a) Fiber bundle　　(b) Fiber bundle with resin

Fig. 5.14　Finite element mesh for plain woven GFRP

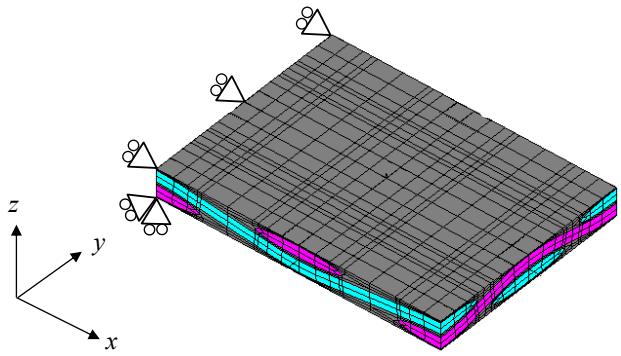


Fig. 5.15　Boundary conditions for plain woven GFRP

5.3.3　平織ガラス繊維強化複合材料の静的引張解析とその結果

疲労解析における平織材の最終破壊基準を決定するため，Fig.5.15 に示した有限要素モデルに対して静荷重下における損傷進展解析を行った．本解析では x 軸方向に一定のひずみを与えた．Fig.5.16 に得られた応力－ひずみ曲線を示す．最終破壊時（B 点）における平織材の縦弾性係数は，初期損傷発生前の初期縦弾性係数（A 点）の 45.9% に低下する．この縦弾性係数の剛性低下率を最終破壊基準とし，縦弾性係数が初期の 45.9%まで低下したとき最終破壊が生じると判定することとした．

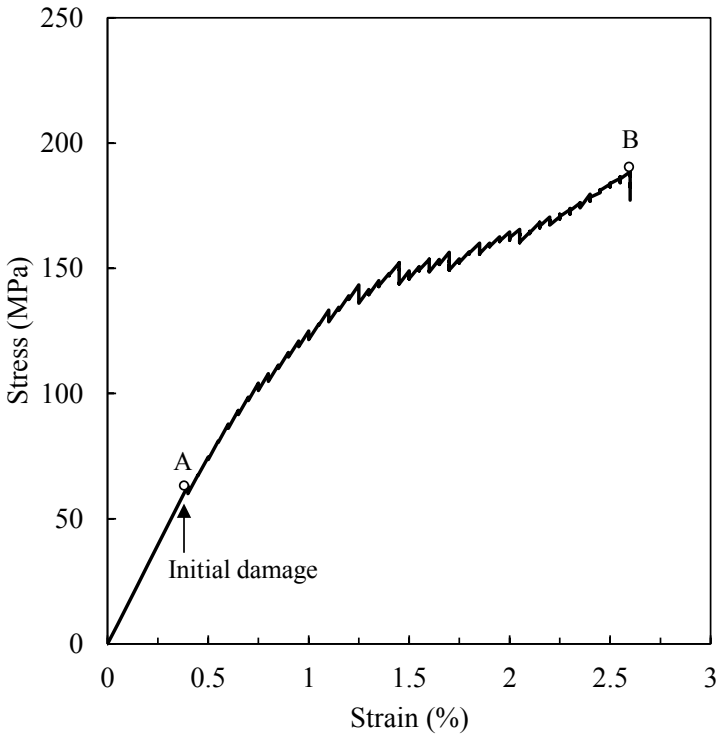


Fig. 5.16 Calculational result of stress-strain curve for plain woven GFRP under tensile condition

5.3.4 平織ガラス繊維強化複合材料の疲労解析とその結果

Fig.5.15 に示した有限要素モデルに対して疲労解析を行った．本解析では，静的引張解析により得られた静的引張強度の 40%，30%，20%を繰返し応力レベルとして設定し，その応力レベルと等価なひずみを x 軸方向に付与した．Fig.5.17 に解析により得られた予測 *S-N* 曲線および平織材の疲労試験結果（応力比 0.01，周波数 1.0～5.0Hz）[77]を併せて示す．縦軸は静的引張強度により正規化している．なお，この予測 *S-N* 曲線は，応力レベル 40%，30%，20%において得られた疲労寿命の解析値に対して，日本材料学会標準[48]を用いて片対数直線回帰モデルを回帰した結果を示している．さらに, 2.4.1 節で記載した日本材料学会標準[48]に記載されている分散分析表により，得られた解析結果に基づく予測 *S-N* 曲線と疲労試験結果との当てはめ評価を行った．併せて，決定係数による当てはめ評価も行った．Table 5.7 にその予測 *S-N* 曲線と疲労試験結果の当てはめ性を分散分析表により評価した結果を示す．Table 5.7 より，分散分析表から求まる分散比 18.54 が自由度（2,21）の F 分布の有意水準 0.01 における分散比 5.78 よりも大きいため，帰無仮説（寄与率 0）が棄却され，この予測 *S-N* 曲線は疲労寿命の予測に役立つ結果と判定される．前節と同様に決定係数を Table 5.7 における回帰変動値 0.597 を全変動値 0.935 で除して計算したところ，その決定係数は 0.638 であった．決定係数からは予測 *S-N* 曲線の当てはめ性が良いと判定することは難しい．

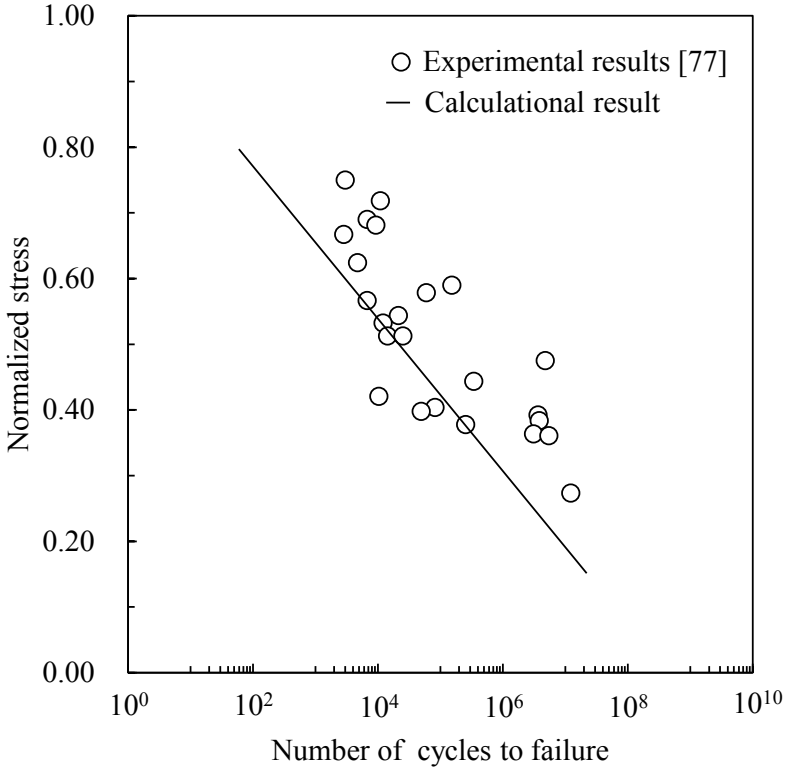


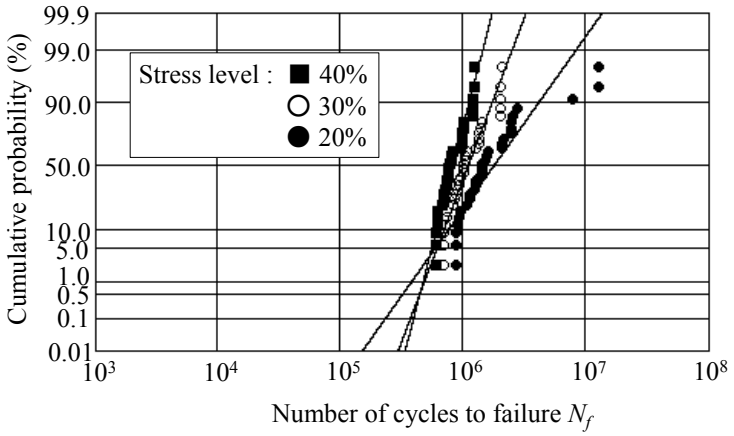
Fig. 5.17　Predicted *S-N* curve for plain woven GFRP

Table 5.7　Result of analysis of variance table based on predicted *S-N* curve for plain woven GFRP by using Bastenaire mode as fatigue damage model

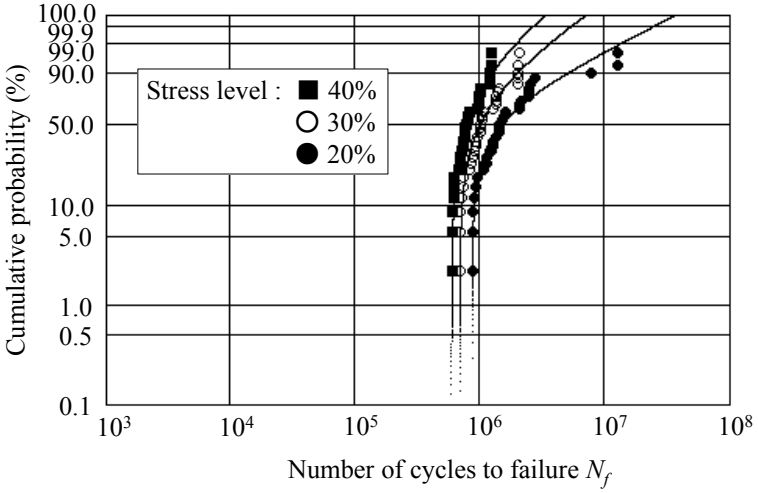
	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	0.597	2	0.2984	18.54
Residual variation	0.338	21	0.0161	-
Total variation	0.935	23	-	-
$F_{0.01}$ (2, 21)				5.78
Judement				Rejection

最後に，一方向ガラス繊維強化複合材料の疲労強度のばらつきから平織材の疲労寿命分布の推定を試みる．Fig.5.13 に示す一方向ガラス繊維強化材の疲労試験結果に対する正規分布に従い回帰パラメータ E を解析毎にランダム変化させた疲労解析を応力レベル 20%，30%，40%にて実施した．Fig.5.16 に得られた疲労寿命を対数正規確率紙およびワイブル確率紙にプロットした結果および推定した分布関数を併せて示す．なお，確率紙における分布評価では，累積確率を求める方法にメジアンランク法[58,59]を用いた．また，分布関数の推定は，対数正規分布の場合は最小二乗法により推定し，

3 母数ワイブル分布の場合は相関係数法[79]により推定した．Fig.5.18(a)の対数正規確率紙では，応力レベル 40%，30%の疲労寿命のプロット点が対数正規分布の分布関数の直線上に並んでおり，それらの決定係数は，応力レベル 40%，30%において，それぞれ 0.930，0.919 を示したため，それらの応力レベルの疲労寿命分布は対数正規分布に従うと考えられる．応力レベル 20%では，高サイクル領域で疲労寿命のプロット点が分布関数の直線から外れる傾向がみられるが，その決定係数は 0.798 となるため，応力レベル 20%の疲労寿命分布も対数正規分布に従うと考えられる．一方，Fig.5.18(b)のワイブル確率紙では，いずれの応力レベルにおいても疲労寿命のプロット点が 3 母数ワイブル分布の分布関数の曲線上に並び，それらの決定係数は応力レベル 40%，30%，20%において，それぞれ 0.969，0.963，0.966 である．したがって，いずれの応力レベルにおいて疲労寿命分布は 3 母数ワイブル分布に従うと考えられる．



(a) Log-normal probability paper



(b) Weibull probability paper

Fig. 5.18 Distribution of fatigue life for *S-N* plot of plain woven GFRP by calculation (Continued)

5.4　縫合繊維強化複合材料への適用

5.4.1　一方向ガラス繊維強化複合材料の力学的特性と疲労損傷モデル

ガラス繊維/エポキシ樹脂縫合繊維強化複合材料の片振り引張疲労試験に提案手法を適用する．Fig.5.19 に縫合繊維強化複合材料の試験片形状を，Fig.5.20 にその基材写真を示す. 縫合繊維強化複合材料の積層構成は[0/90]s, 縫合糸はポリエステル加工糸，縫合パターンはプロマットである．Table 5.8 に強化繊維およびエポキシ樹脂の力学的特性を, Table 5.9 に一方向ガラス繊維強化材およびエポキシ樹脂の力学的特性を示す. なお，一方向ガラス繊維強化材の等価弾性係数および等価強度値は縫合繊維強化複合材料における繊維束の繊維体積含有率を 0°層：70.6%，90 層：60.9%をとし，4.3 節の方法より求めた. 疲労損傷モデルには, 5.3 節における Fig.5.11 の回帰結果を用いる.

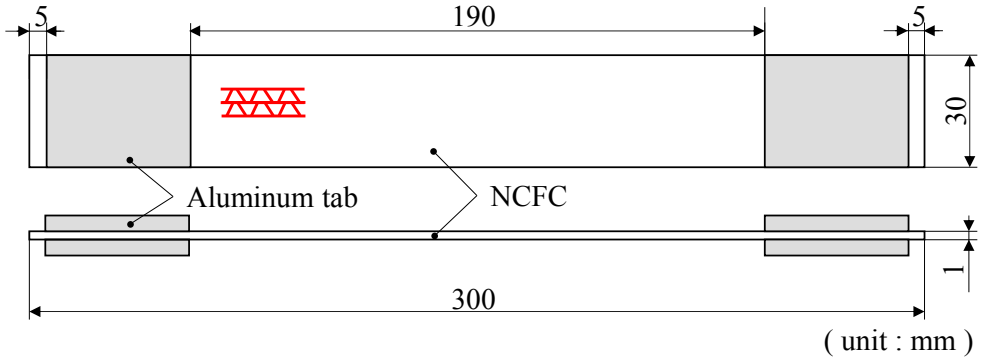
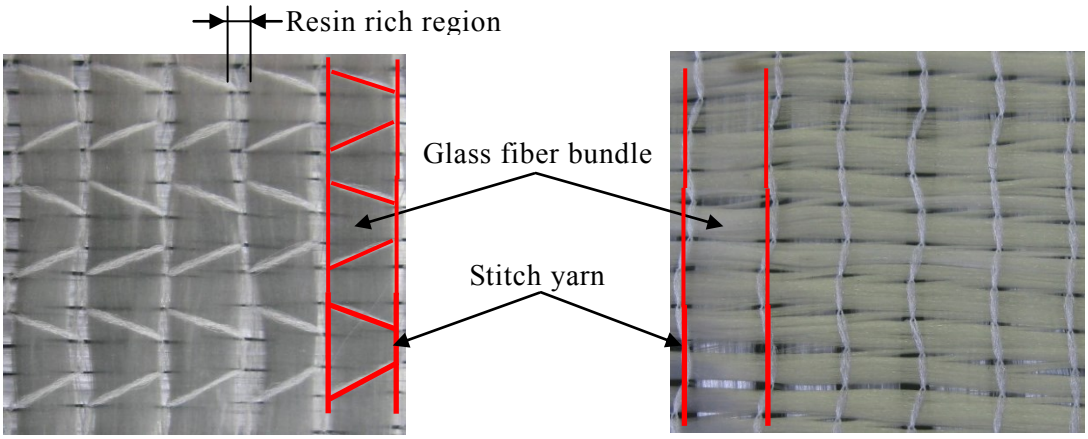


Fig. 5.19　Geometry and dimension of specimen for Glass fiber NCFC



(a) Surface of 0°ply　　(b) Surface of 90°ply

Fig. 5.20　Glass fiber NCF without resin

Table 5.8 Mechanical properties of fiber and matrix resin

Mechanical Properties \ Material		**Fiber** E-glass		**Matrix resin** Epoxy	
Young's modulus	(GPa)	E_f	72.0	E_m	3.30
Shear modulus	(GPa)	G_f	29.3	G_m	1.17
Poisson's ratio	-	ν_f	0.23	ν_m	0.35
Tensile strength	(MPa)	s_f^t	2479	s_m^t	88.26
Compressive strength	(MPa)		-	s_m^c	117.7

Table 5.9 Mechanical properties of fiber bundle and matrix resin in NCFC

Mechanical Properties \ Material		**Fiber bundle** E-glass/Epoxy			**Matrix resin** Epoxy	
		0° ply $V_f = 70.6$ %		90° ply $V_f = 60.9$ %		
Young's modulus	(GPa)	E_L	51.8	45.2	E	3.30
		E_T	14.5	10.8		
		E_Z	14.5	10.8		
Shear modulus	(GPa)	G_{TZ}	6.05	4.68	G	1.17
		G_{ZL}	5.27	3.91		
		G_{LT}	5.27	3.91		
Poisson's ratio		ν_{TZ}	0.346	0.387	ν	0.35
		ν_{ZL}	0.074	0.066		
		ν_{LT}	0.265	0.277		
Tensile strength	(MPa)	F_L^t	1751	1514	F^t	88.26
		F_T^t	46.4	49.4		
		F_Z^t	46.4	49.4		
Compressive strength	(MPa)	F_L^c	3628	2823	F^c	117.7
		F_T^c	61.9	65.8		
		F_Z^c	61.9	65.8		
Shear strength	(MPa)	F_{TZ}^s	31.0	32.9	F^s	88.26
		F_{ZL}^s	31.0	32.9		
		F_{LT}^s	31.0	32.9		

5.4.2　縫合繊維強化複合材料の有限要素モデルと境界条件

Fig.5.21 に縫合繊維強化複合材料の有限要素モデルを示す. この有限要素モデルは, Fig.5.21 における縫合繊維強化複合材料の基材写真の赤枠内をモデル化したもので, 0°層を青色, 90°層を赤色, 樹脂層を緑色でそれぞれ示している. 繊維層と樹脂層や各層間の層間剥離を模擬するため, 0°層と 90°層の表面および 0°/90°層間に界面要素（樹脂層）を設けた. なお, 今回, 縫合糸はモデル化せず, 縫合糸は縫合繊維強化複合材料の力学的挙動に影響しないと仮定して解析を進める.

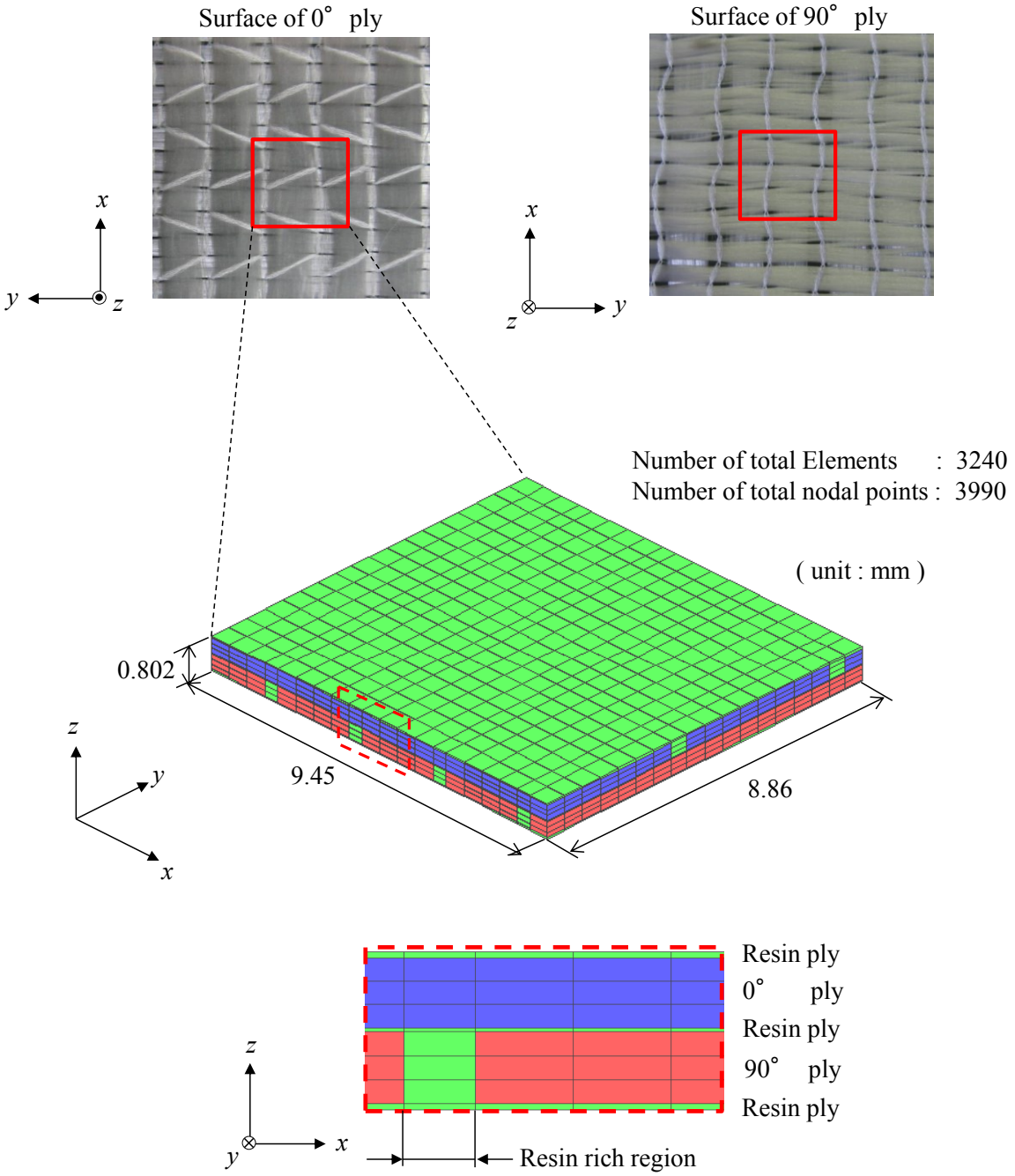


Fig. 5.21　Finite element mesh for NCFC

縫合繊維強化複合材料の解析には，Table5.6 に示した繊維束とエポキシ樹脂の物性値を用い，Fig.5.22 に示す境界条件を付与した．なお，積層構成$[0/90]_s$の対称性を考慮して z 底面の全節点を z 方向に拘束している．xz 面には周期境界条件を付与した．

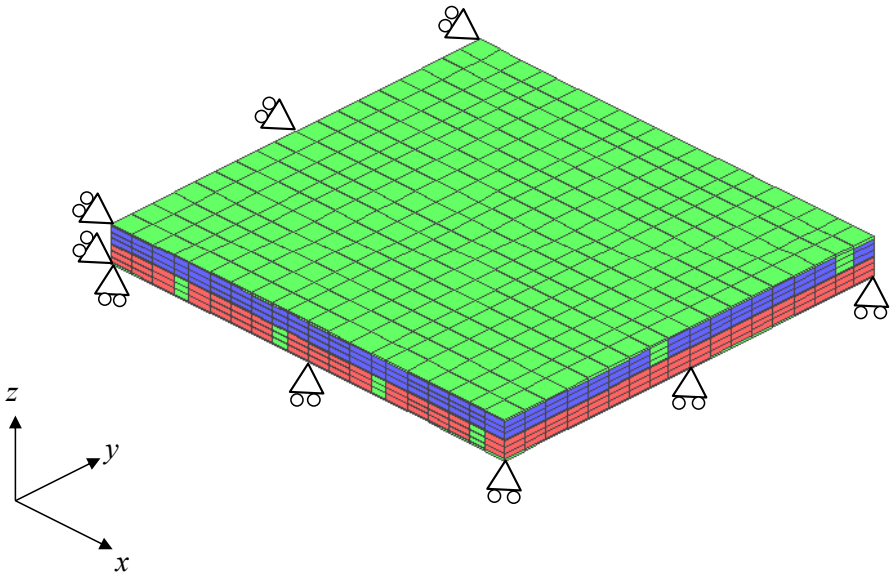


Fig. 5.22　Boundary conditions for NCFC

5.4.3　縫合繊維強化複合材料の静的引張解析とその結果

疲労解析における縫合繊維強化複合材料の最終破壊基準を決定するため，Fig.5.22 に示した有限要素モデルに対して静荷重下における損傷進展解析を行った．本解析では x 軸方向に一定のひずみを与えた．Fig.5.23 に解析により得られた応力－ひずみ曲線を実験結果と併せて示す．最終破壊時（B 点）における縫合繊維強化複合材料の縦弾性係数は，初期損傷発生前の初期縦弾性係数（A 点）の 83.6%に低下する．この縦弾性係数の剛性低下率を最終破壊基準とし，縦弾性係数が初期の 83.6%まで低下したとき最終破壊が生じると判定することとした．

実験により得られた初期縦弾性係数は 22.3GPa，引張強度は 495MPa および破断ひずみは 2.96%である．一方，解析により得られた初期縦弾性係数は 25.3GPa，引張強度は 514MPa および破断ひずみは 2.43%であり，初期縦弾性係数と引張強度は実験値に近い値を示している．しかしながら，初期損傷発生以降の解析における応力－ひずみ曲線と実験における応力－ひずみ曲線には差異がみられる．実験では Fig.5.24 に示すように，ひずみ 2.0%において試験片の端面効果により生じたと考えられる層間剥離が確認されるが，解析では Fig.5.25 に示すように，ひずみ 2.0%において 0°/90°層間

では有限要素モデル端面に沿った層間剥離が確認されず，90°/90°層間では樹脂リッチ部付近において狭域な層間剥離（色付き要素において樹脂破壊）が確認されるのみである．したがって，本来は試験片端面効果により試験片端面に沿って広域に生じるであろう層間剥離による剛性低下が解析では反映できず，実験結果と解析結果に差異が生じたと考えられる．なお，解析において試験片端面に沿った層間剥離が発生しない理由として，今回は有限要素モデル端面に周期境界条件を与え，縫合繊維強化複合材料の内部における限られた領域をモデル化したためであると考えられる．今後，端面効果による層間剥離を模擬するため，有限要素モデルサイズや境界条件の再検討が必要であるが，初期損傷発生付近の低応力レベル付近における解析結果の傾向が実験結果の傾向と比較的良い一致を示すため，今回は疲労解析に本解析結果の適用を試みる．

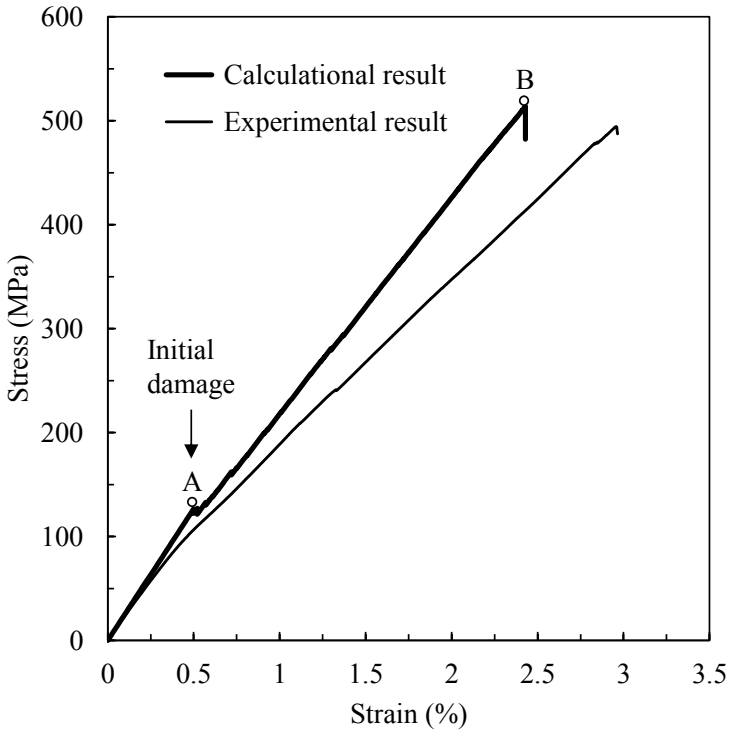
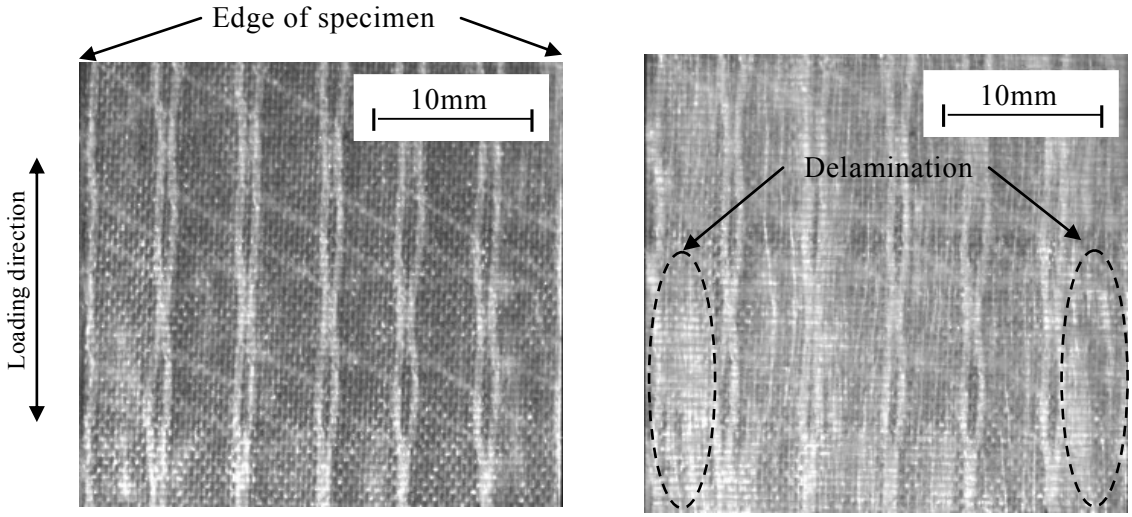
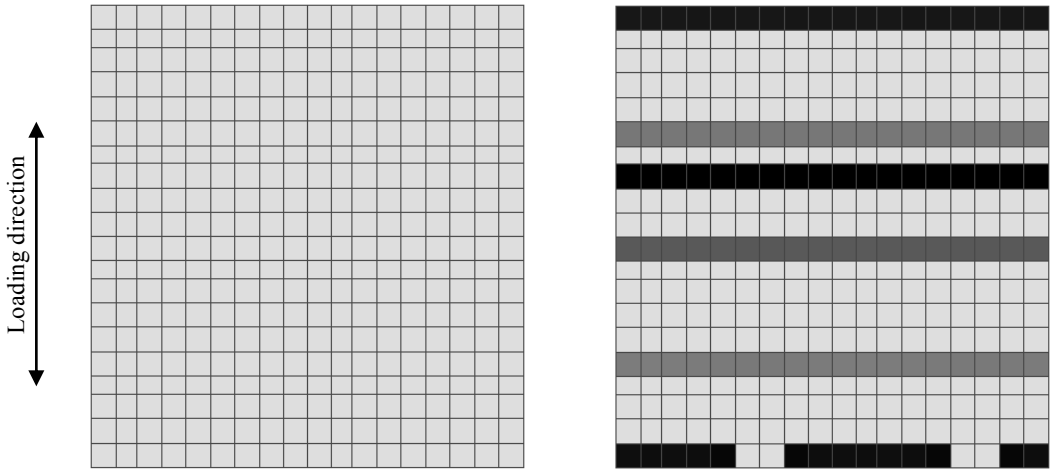


Fig. 5.23　Calculational result of stress-strain curve for NCFC under tensile condition



(a) $\varepsilon = 0$ %　　(b) $\varepsilon = 2.0$%

Fig. 5.24　CCD images of in-situ observation for NCFC under tensile condition



(a) resin ply at 0°/90°　　(b) resin ply at 90°/90°

Fig. 5.25　Damage state of resin ply for NCFC under tensile condition ($\varepsilon = 2.0$%)

5.4.4　縫合繊維強化複合材料の疲労解析とその結果

Fig.5.22 に示した有限要素モデルに対して疲労解析を行った．本解析では，静的引張解析により得られた静的引張強度の 20%，30%，40%を繰返し応力レベルとして設定し，その応力レベルと等価なひずみを x 軸方向に付与した．Fig.5.26 に解析により得られた予測 *S-N* 曲線および縫合繊維強化複合材料の疲労試験結果（応力比 0.1，周波数 1.0Hz）[80]を併せて示す．縦軸は静的引張強度により正規化している．なお，この予測 *S-N* 曲線は，応力レベル 20%，30%，40%において得られた疲労寿命の解析値に対して，日本材料学会標準[48]を用いて片対数直線回帰モデルを回帰した結果である．さらに，2.4.1 節で記載した日本材料学会標準[48]に記載されている分散分析表により，得られた解析結果に基づく予測 *S-N* 曲線と疲労試験結果との当てはめ評価を行った．併せて，決定係数による当てはめ評価も行った．Table 5.10 にその予測 *S-N* 曲線と疲労試験結果の当てはめ性を分散分析表により評価した結果を示す．Table 5.10 より，分散分析表から求まる分散比 33.16 が自由度（2,21）の F 分布の有意水準 0.01 における分散比 5.78 よりも大きいため，帰無仮説（寄与率 0）が棄却され，この予測 *S-N* 曲線は疲労寿命の予測に役立つ結果と判定される．また，前節と同様に決定係数を Table 5.10 における回帰変動値 0.403 を全変動値 0.531 で除して計算したところ，その決定係数は 0.759 であった．決定係数からも予測 *S-N* 曲線の当てはめ性が良いと判定することが確認できる．

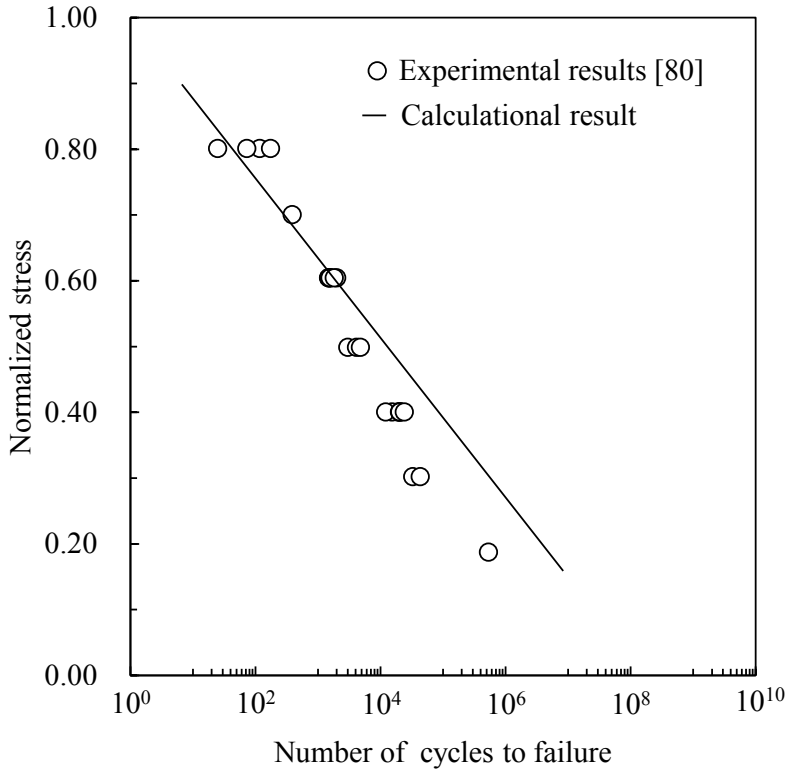


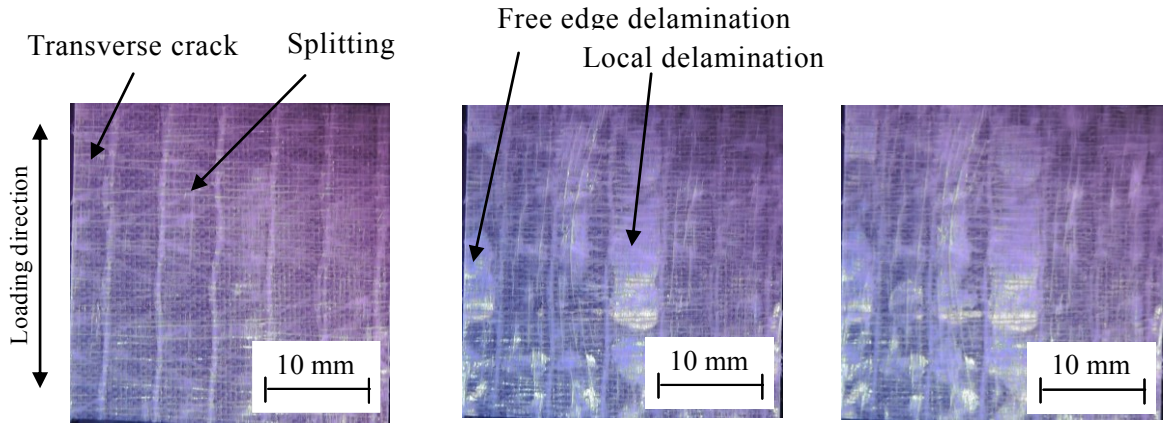
Fig. 5.26　Predicted *S-N* curve for NCFC

Table 5.10　Result of analysis of variance table based on predicted *S-N* curve for NCFC by using Bastenaire mode as fatigue damage model

	Sum of squares	Degree of freedom	Unbiased estimate of variance	Variance ratio
Regression variation	0.403	2	0.2016	33.16
Residual variation	0.128	21	0.0061	-
Total variation	0.531	23	-	-
$F_{0.01}$ (2, 21)				5.78
Judement				Rejection

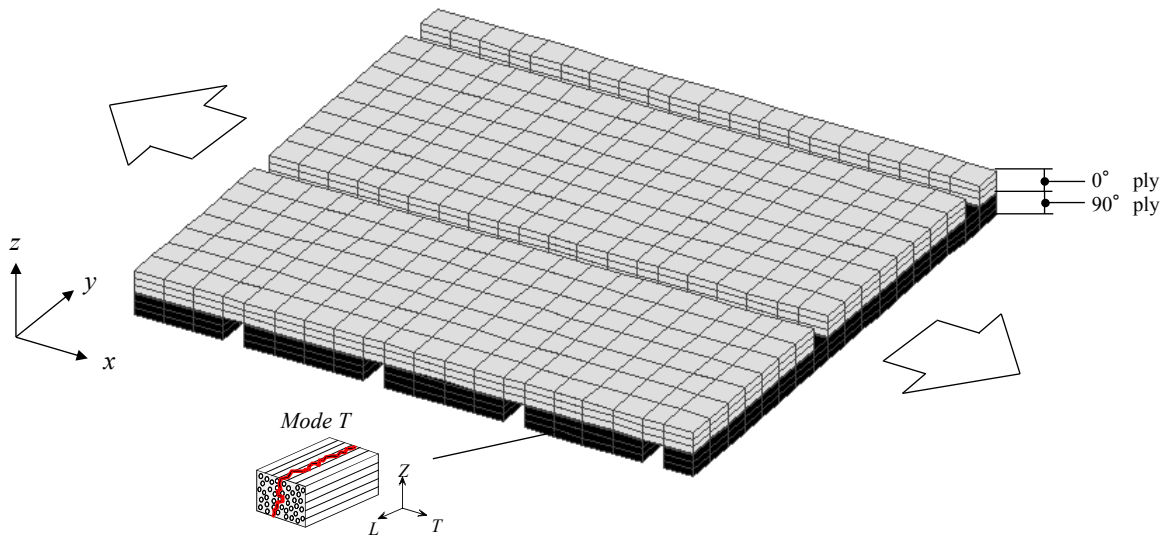
次に，応力レベル 40%において得られた損傷進展挙動の実験結果と解析結果を比較する．Fig.5.27 に実験により得られた損傷進展挙動を，Fig.5.28 に解析より得られた損傷進展挙動をそれぞれ示す．実験では，応力レベル 40%の疲労寿命は 24111 サイクルであった．1 サイクル目では，トランスバースき裂および縦割れの損傷が確認できる．10000 サイクル目では，トランスバースき裂および縦割れの成長，試験片端面および内部の層間剥離の発生が確認できる．疲労破断サイクル付近の 20000 サイクルでは，試験片端面および内部の層間剥離の成長が確認され，最終的に繊維破断を伴い，破断した．一方，解析では，応力レベル 40%の疲労寿命は 439686 サイクルであった．1 サイクル目では，90°層に突発損傷型マトリックスき裂（*Mode T*）が発生していることが確認できる．最終破断付近のサイクルでは，0°層に消耗損傷型のマトリックスき裂（*Mode T*）および繊維破断（*Mode L*）が発生していることが確認できる．また，0°/90°層間および 90°/90°層間において層間剥離（樹脂破壊）は発生してない．

以上のことから，解析ではトランスバースき裂，縦割れおよび繊維破断の損傷モードが発生し，実験結果と一致する傾向が確認できた．しかしながら，応力レベル 40%の疲労寿命の実験結果および解析結果に差が生じており，解析結果の疲労寿命は実験結果の疲労寿命よりも長寿命である．この一因として，実験では最終破断付近の損傷モードは層間剥離および繊維破断が支配的であったのに対し，解析では層間剥離は発生していないことから，静的引張解析と同様に層間剥離による剛性低下が考慮できなかったためと考えられる．ただし，疲労寿命に与える影響因子として，層間剥離の剛性低下に加えて，最終破断基準の剛性低下率の設定，一方向ガラス繊維強化複合材料の *S-N* 特性および要素サイズも考えられ，提案手法ではこれらの相互作用により疲労寿命が決定される．したがって，今後，本提案手法をより有益な手法にするためには，これらの項目に対する詳細な解析が必要であると考えられる．



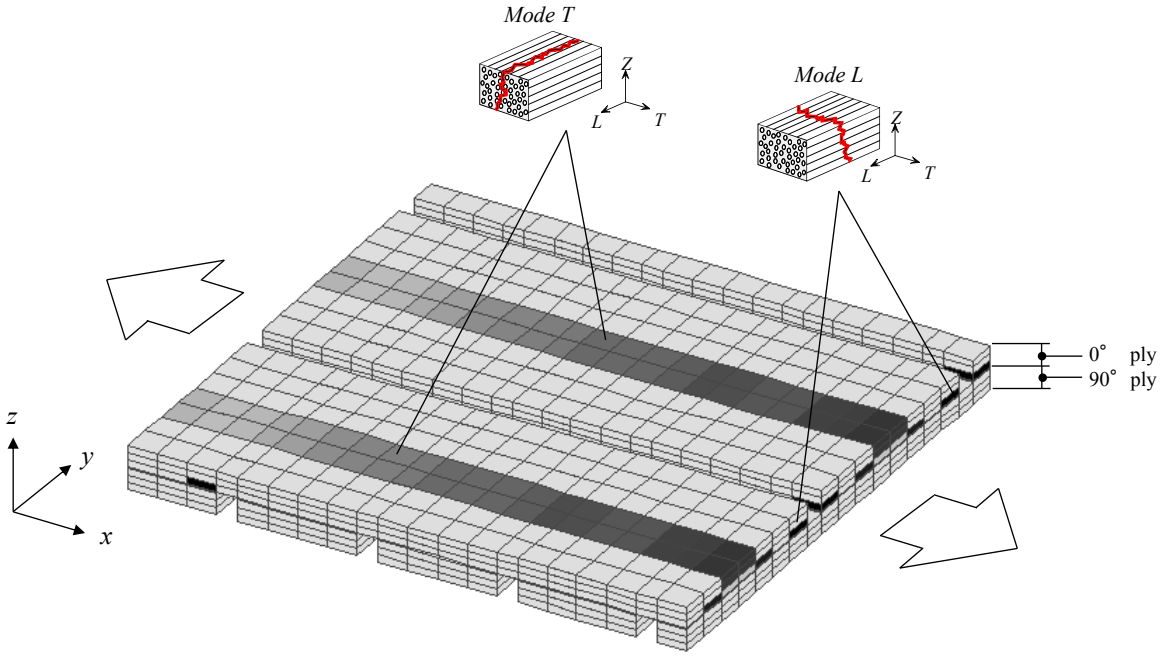
(a) 1 cycle (b) 10000 cycle (c) 20000 cycle

Fig. 5.27 CCD images of in-situ observation for NCFC under cyclic loading (Stress level: 40%, Number of cycles to failure: 24111 cycles)



(a) 1 cycle

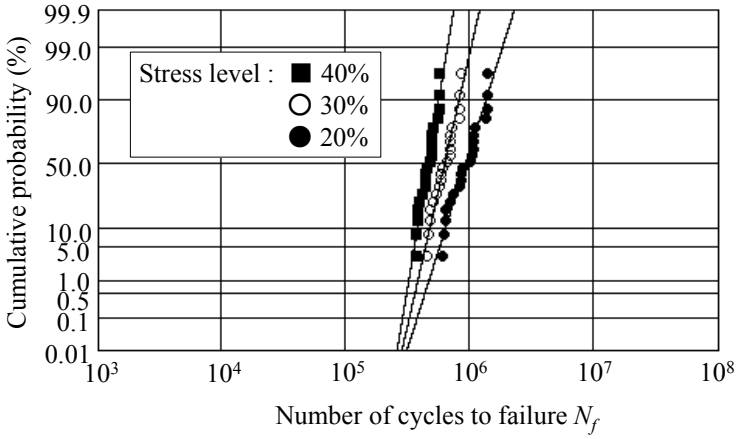
Fig .5.28 Damage state of NCFC under cyclic loading (Stress level: 40%, Number of cycles to failure: 439686 cycles)



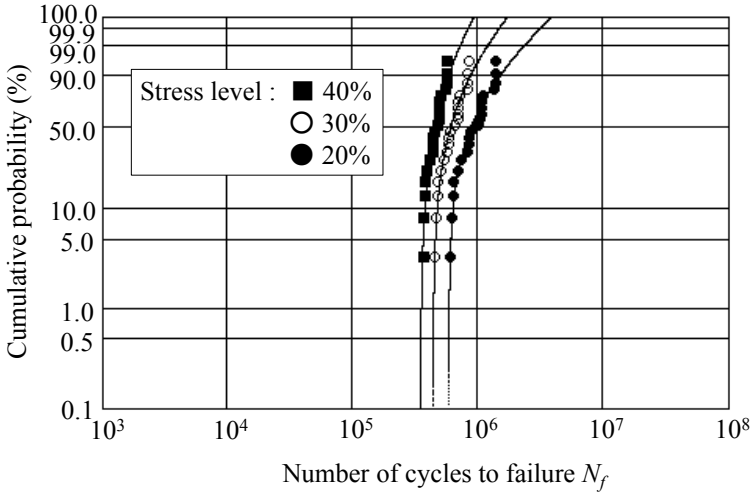
(b) 439686 cycle

Fig .5.28　Damage state of NCFC under cyclic loading (Stress level: 40%, Number of cycles to failure: 439686 cycles) (Continued)

最後に，一方向繊維強化複合材料の疲労強度のばらつきから縫合繊維強化複合材料の疲労寿命分布の推定を試みる．Fig.5.13 に示す一方向ガラス繊維強化複合材料の疲労試験結果に対する正規分布に従って，回帰パラメータ E を解析毎にランダム変化させた疲労解析を応力レベル 20%，30%，40%にて実施した． Fig.5.29 に得られた疲労寿命を対数正規確率紙およびワイブル確率紙にプロットした結果および推定した分布関数を併せて示す．なお，確率紙における分布評価において，累積確率および分布関数の評価方法は 5.3.4 節の平織ガラス繊維強化複合材料における方法と同じである．Fig.5.29(a)の対数正規確率紙において，いずれの応力レベルにおいても疲労寿命のプロット点は対数正規分布の分布関数の直線上に並んでおり，分布関数と疲労寿命プロット点との当てはめ性を示す決定係数はいずれの応力レベルにおいても 0.947 となるため，疲労寿命分布は対数正規分布に従うと考えられる．一方，Fig.5.29(b)のワイブル確率紙において，いずれの応力レベルにおいても疲労寿命のプロット点は 3 母数ワイブル分布の分布関数の曲線上に並んでおり，分布関数と疲労寿命プロット点との当てはめ性を示す決定係数は, 応力レベル 40%では 0.946, 応力レベル 30%では 0.948, 応力レベル 20%では 0.953 であるため，疲労寿命分布は 3 母数ワイブル分布に従うと考えられる．



(a) Log-normal probability paper



(b) Weibull probability paper

Fig. 5.29　Distribution of fatigue life for *S-N* plot by calculation

5.5　結　言

損傷進展解析手法に基づくテキスタイル複合材料の疲労寿命推定法の妥当性を検証した．得られた結果を以下にまとめる．

（1）提案手法を平織炭素繊維/エポキシ樹脂複合材料に適用した結果，一方向炭素繊維強化複合材料の疲労損傷モデルに Bastenaire 回帰モデルを用いて得られた予測 *S-N* 曲線は，分散分析表から求まる分散比 14.75 が自由度（2,8）の *F* 分布の有意水準 0.01 における分散比 8.65 よりも大きいため，帰無仮説（寄与率 0）が棄却され，疲労寿命の予測に役立つ結果と判定された．また，当てはめ性を判断する尺度である決定係数は 0.786 であり，決定係数からも予測 *S-N* 曲線の当てはめ性は良いことが確認できた．

一方，一方向炭素繊維強化複合材料の疲労損傷モデルに両対数直線回帰モデルを用いて得られた予測 *S-N* 曲線は，分散分析表から求まる分散比 7.59 が自由度（2,8）の *F* 分布の有意水準 0.01 における分散比 8.65 よりも小さいため，帰無仮説（寄与率 0）は棄却されず，疲労寿命の予測に役立つ結果と判定されなかった．なお，決定係数は 0.651 であり，予測 *S-N* 曲線の当てはめ性は良いと判定することが難しい結果となった．したがって，一方向炭素繊維強化複合材料の疲労試験結果に対する回帰モデルの選定が疲労寿命予測に影響を及ぼすことがわかった．

一方向炭素繊維強化複合材料の疲労強度のばらつきから平織材の疲労寿命のばらつきを推定し，その疲労寿命を対数正規確率紙にプロットした結果，低寿命域では対数正規分布に従うが，高寿命域では累積確率が上昇し，対数正規分布から外れるデータ群が認められた．応力レベル 70%において発生する損傷モードを調査したところ，このデータ群が存在する長寿命域において，低寿命域でみられた *mode T* の繊維束内マトリックスき裂に加えて，*TZ* 面のせん断応力が支配的な *mode TZ* の繊維束内マトリックスき裂も発生していた．したがって，長寿命域での新たな損傷の発生により，飽和した破壊確率が再び上昇したと考えられる．

疲労寿命分布推定法の妥当性を検証するために，10^7 回までの疲労寿命の解析結果を対数正規確率紙により評価し，その分布特性に基づいた *P-S-N* 曲線と実験結果を比較した．対数正規確率紙に再プロットしたところ，いずれの応力レベルにおいても疲労寿命のプロット点は対数正規分布の分布関数の直線上に並んでおり，各応力レベルにおける決定係数は，応力レベル 93%, 85%, 80%, 70%において，それぞれ 0.990, 0.986, 0.984，0.988 を示した．したがって，いずれの応力レベルにおいても疲労寿命分布は対数正規分布に従うと考えられる．この各応力レベルにおける疲労寿命分布を利用し，*P-S-N* 曲線を描いたところ，疲労試験結果が破壊確率 5%と 95%における *P-S-N* 曲線内に存在することから，提案した疲労寿命分布推定法は妥当性を有するものと考えられる．

（2）提案手法を平織ガラス繊維/エポキシ樹脂複合材料に適用した結果，一方向ガラス繊維強化複合材料の疲労損傷モデルに Bastenaire 回帰モデルを用いて得られた予測 *S-N* 曲線は，分散分析表から求まる分散比 18.54 が自由度（2,21）の *F* 分布の有意水準 0.01 における分散比 5.78 よりも大きいため，帰無仮説（寄与率 0）が棄却され，疲労寿命の予測に役立つ結果と判定された．一方，決定係数は 0.638 であった．決定係数からは予測 *S-N* 曲線の当てはめ性が良いと判定することは難しい結果となった．

一方向ガラス繊維強化複合材料の疲労強度のばらつきから平織材の疲労寿命のばらつきを推定し，その疲労寿命を対数正規確率紙およびワイブル確率紙にプロットした結果，対数正規確率紙では，各応力レベルの疲労寿命のプロット点は対数正規分布の分布関数の直線上に並んでおり，各応力レベルにおける決定係数は，応力レベル 40%,

30%，20%において，それぞれ 0.930，0.919，0.798 を示した．したがって，いずれの応力レベルにおいても疲労寿命分布は対数正規分布に従うと考えられる．一方，ワイブル確率紙では，いずれの応力レベルにおいても疲労寿命のプロット点が 3 母数ワイブル分布の分布関数の曲線上に並び，各応力レベルにおける決定係数は，応力レベル 40%，30%，20%において，それぞれ 0.969，0.963，0.966 を示した．したがって，いずれの応力レベルにおいても疲労寿命分布は 3 母数ワイブル分布に従うと考えられる．

（3）提案手法を縫合繊維強化複合材料に適用した結果，一方向ガラス繊維強化複合材料の疲労損傷モデルに Bastenaire 回帰モデルを用いて得られた予測 *S-N* 曲線は，分散分析表から求まる分散比 33.16 が自由度（2,21）の *F* 分布の有意水準 0.01 における分散比 5.78 よりも大きいため，帰無仮説（寄与率 0）が棄却され，疲労寿命の予測に役立つ結果と判定された．一方，決定係数は 0.759 であり，予測 *S-N* 曲線の当てはめ性は良いことが確認できた．

応力レベル 40%において得られた損傷進展挙動の実験結果と解析結果を比較したところ，解析ではトランスバースき裂，縦割れおよび繊維破断の損傷モードが発生し，実験結果と一致する傾向が確認できた．しかしながら，応力レベル 40%の疲労寿命の実験結果および解析結果に差が生じており，この一因として，解析では層間剥離による剛性低下が考慮できなかったためと考えられる．今後，層間剥離の剛性低下に加えて，最終破断基準の剛性低下率の設定，一方向ガラス繊維強化複合材料の *S-N* 特性および要素サイズに対する詳細な解析が必要であると考えられる．

一方向ガラス繊維強化複合材料の疲労強度のばらつきから縫合繊維強化複合材料の疲労寿命のばらつきを推定し，その疲労寿命を対数正規確率紙およびワイブル確率紙にプロットした結果，対数正規確率紙では，いずれの応力レベルにおいても疲労寿命のプロット点は対数正規分布の分布関数の直線上に並んでおり，決定係数はいずれの応力レベルにおいても 0.947 となるため，疲労寿命分布は対数正規分布に従うと考えられる．一方，ワイブル確率紙では，いずれの応力レベルにおいても疲労寿命のプロット点は 3 母数ワイブル分布の分布関数の曲線上に並んでおり，決定係数は，応力レベル 40%，30%，20%において，それぞれ 0.946，0.948，0.953 を示したため，いずれの応力レベルにおいても疲労寿命分布は 3 母数ワイブル分布に従うと考えられる．

第 6 章　結　論

6.1　本研究の成果

環境・エネルギー問題への関心の高まりから，輸送機器分野では，燃費向上と CO_2 排出量の削減をねらい，FRP を二次構造材から一次構造材として利用する動きが活発である．FRP を一次構造物として利用する場合，疲労強度を基礎とした信頼性設計が重要となる．耐疲労信頼性設計では，*P-S-N* 曲線の取得が必要であり，そのためには中央 *S-N* 曲線の取得，疲労寿命や疲労限度の分布特性を明確にしておくことが必要となる．さらに，FRP の損傷進展挙動も併せて評価することが望ましい．しかしながら，中央 *S-N* 曲線の取得および分布特性の評価には，疲労試験が必要となり，数応力レベルである程度のデータ点が必要となるため，時間と費用が求められる．グローバル競争が激化の一途をたどる現在，製造業は製品の開発・設計期間の短縮やコスト競争力向上を目指していることから，FRP の *S-N* 曲線，疲労寿命や疲労強度の分布特性，損傷進展挙動を短期間かつ低費用で取得できることが望ましい．この課題に対して，数値解析手法である有限要素法に基づいた損傷進展解析法に，繰返し応力に起因して発生する疲労損傷を実験式と巨視的な破壊則を用いてモデル化した疲労損傷モデルを導入した疲労寿命推定法が幾つか提案されているが，既往の手法では疲労損傷モデルの構築に新規実験が必要となり，さらには疲労寿命分布の推定手法が十分に確立されていないことから，短期間で中央 *S-N* 曲線，疲労寿命や疲労強度の分布特性を評価するには不十分である．

そこで本研究では，耐疲労信頼性設計への援用を念頭に置き，一方向繊維強化複合材料の既存 *S-N* データを疲労損傷モデルとして活用し，有限要素法に基づく損傷進展解析法と組合せることにより，疲労損傷モデルの構築に新規疲労試験を必要とせず，複雑な強化形態を有するテキスタイル複合材料の疲労寿命およびその分布特性を推定し，疲労試験の長期化問題を解決しうる疲労寿命推定システムの構築を目指すこととした．このシステム構築を実現するため，（Ⅰ）から（Ⅲ）を研究目的として新たな手法を提案した．以下に本研究の成果をまとめる．

（Ⅰ）一方向繊維強化複合材料の疲労寿命データ併合法の開発
（Ⅱ）一方向繊維強化複合材料の引張強度に基づく疲労寿命推定法の開発
（Ⅲ）損傷進展解析に基づくテキスタイル複合材料の疲労寿命推定法の開発

第 1 章では序論として，FRP の利用動向，強化形態，疲労特性やその損傷進展挙動について記述した．また，耐疲労信頼性設計に関する問題点と既往研究の問題点を照らし合わせて課題を見出し，本研究の目的を明らかにした．

第 2 章では，日本材料学会標準に記載されている分散分析表による *S-N* 曲線と疲労試験データとの適合度検定法を応用することにより，*S-N* 曲線モデル型に依存しない，かつ，様々な試験条件下で実施された疲労試験データの併合判定を可能とする新たな併合判定法を提案した．なお，提案手法では，分散分析表を作成する際に必要となる疲労試験の破断データ数が適用する *S-N* 曲線回帰モデルに依存して異なり，斜交双曲線回帰モデルでは 6 個，折れ線回帰モデルでは 4 個，曲線回帰モデルに必要な破断データ数は 5 個，直線回帰モデルでは 4 個であり，これらの破断データ数の条件を満たす必要がある．この提案手法を既存の一方向炭素繊維強化複合材料の疲労試験データに提案手法を適用したところ，17 シリーズ中 4 シリーズ（コード番号 1，2，3，5）が 1 つのグループに併合可能と判定された．その内容は高温環境（繊維配向角 0°，試験温度 100℃），常温環境（繊維配向 0°，60°）における疲労寿命データであった．一方，併合不可と判定されたシリーズには極低温度および吸水複合環境下における疲労試験データが大半を占めていた．なお，併合データについて，コード 1 の片対数直線回帰モデルをコード 2 の疲労試験データに適用した分散比は 5.82 であり，逆の場合の分散比は 19.83 である．コード 1 の片対数直線回帰モデルをコード 3 の疲労試験データに適用した分散比は 49.57 であり，逆の場合の分散比は 79.02 である．コード 1 の片対数直線回帰モデルをコード 5 の疲労試験データに適用した分散比は 27.3 であり，逆の場合，分散比は 77.22 である．コード 2 の片対数直線回帰モデルをコード 3 の疲労試験データに適用した分散比は 29.39 であり，逆の場合の分散比は 7.30 である．コード 2 の片対数直線回帰モデルをコード 5 の疲労試験データに適用した分散比は 10.12 であり，逆の場合の分散比は 6.33 である．コード 3 の片対数直線回帰モデルをコード 5 の疲労試験データに適用した分散比は 31.84 であり，逆の場合の分散比は 51.34 である．これらの分散比は，*F* 分布から求まる各自由度の有意水準 0.05 における分散比よりも大きいことから，帰無仮説（寄与率 0）が棄却され，併合可能と判定された．

正規化後の全データおよび分散分析後の併合データに対して，疲労寿命および疲労強度の分布特性を評価したところ，疲労強度分布について，提案手法適用後の疲労試験データ群（4 シリーズ）は正規確率紙において，$1.5\times10^2 \leqq N_f \leqq 0.85\times10^3$ および $1.5\times10^3 \leqq N_f \leqq 0.85\times10^4$ でまとめた疲労寿命の各相関係数はそれぞれ 0.906，0.930 であり，対数正規確率紙において，$1.5\times10^2 \leqq N_f \leqq 0.85\times10^3$ および $1.5\times10^3 \leqq N_f \leqq 0.85\times10^4$ でまとめた疲労寿命の各相関係数はそれぞれ 0.892，0.924 であり，正規分布および対数正規分布にそれぞれ適合すると考えられる．一方，正規化後の疲労寿命データ（23 シリーズ）の疲労寿命分布は，ワイブル確率紙において，$0.18<\sigma_a/\sigma_B<0.22$，$0.23<\sigma_a/\sigma_B<0.27$，

$0.28<\sigma_a/\sigma_B<0.32$，$0.33<\sigma_a/\sigma_B<0.37$ でまとめた疲労強度の各相関係数はそれぞれ 0.984, 0.994, 0.974, 0.984 であり, 対数正規確率紙において, $0.18<\sigma_a/\sigma_B<0.22$, $0.23<\sigma_a/\sigma_B<0.27$, $0.28<\sigma_a/\sigma_B<0.32$，$0.33<\sigma_a/\sigma_B<0.37$ でまとめた疲労強度の各相関係数はそれぞれ 0.968, 0.984，0.988，0.973 であり，ワイブル分布および対数正規分布に従うと考えられる．疲労強度分布は, いずれの分布においても $1.5\times10^4 \leqq N_f \leqq 0.85\times10^5$ の応力レベル 0.25 付近で累積確率が急上昇する現象が見られ，この領域では異なる損傷モードが混在している可能性があると考えられる．

第 3 章では，一方向ガラス繊維強化複合材料の引張強度と *S-N* 曲線回帰モデル（片対数直線モデル)の回帰パラメータとの相関関係に着目し，引張強度から *S-N* 曲線(片対数直線モデル）を推定する手法を提案した．なお，提案手法では一方向ガラス繊維強化複合材料の引張強度値が必要であり，日本材料学会標準の片対数直線回帰モデルの回帰条件として少なくとも破断データが 4 個あること，さらに，標準偏差の計算条件としてコードシリーズが 4 シリーズあることが前提となる．一方向ガラス繊維強化複合材料の疲労試験データ（16 シリーズ）を対象として，本手法を適用し，$\pm2s$ および$\pm3s$ パーセント点の区間内に疲労試験データの全プロット点が存在するコードシリーズの割合を求めところ，$\pm2s$ の場合，16 シリーズの約 87%にあたる 14 シリーズが該当し，$\pm3s$ の場合，全シリーズが該当したことから，提案手法の妥当性を確認できた．

第 4 章では，連続体損傷力学および有限要素法に基づいた損傷進展解析法に一方向繊維強化複合材料の *S-N* 曲線および Miner 則を疲労損傷モデルとして導入したテキスタイル複合材料の疲労寿命推定法を提案した．さらに，一方向繊維強化複合材料の疲労強度分布を用いたテキスタイル複合材料の疲労寿命分布推定法も併せて提案した．提案手法では一方向繊維強化複合材料の損傷型式を要素の損傷により周囲の要素に生じる応力再配分に起因する“突発損傷型（Sudden failure)”と，繰返し応力下における累積疲労損傷に起因する“消耗損傷型（Wear out failure)”の 2 つの損傷型式に分類した．発生した各損傷モードの力学的特性を Murakami の 2 階損傷テンソルにより構成則に反映させることで，各損傷型の各損傷モードに応じた剛性低下を考慮した．これらの損傷モデルを連続体損傷力学および有限要素法に基づく損傷進展解析法に導入し，テキスタイル複合材料の疲労寿命推定法を構築した．さらに，一方向繊維強化複合材料の疲労強度のばらつきを正規分布により評価し，その分布特性に基づいたモンテカルロシミュレーションによるテキスタイル複合材料の疲労寿命分布推定法を構築した．なお，提案手法では，一方向繊維強化複合材料の損傷形態はミクロスケールにおける繊維一本と樹脂の界面剥離などを起点として発生したき裂が繊維束内で進展した状態を想定しているため，繊維一本と樹脂の界面剥離や繊維一本毎の破断状態を把握できない．テキスタイル複合材料の最終破断は，繊維束内の損傷（一方向繊維強化複合材

料の損傷）が支配的に作用することにより発生するものとし，繊維束外の樹脂の疲労破壊および界面剥離は考慮しないものとした．

第 5 章では，損傷進展解析手法に基づくテキスタイル複合材料の疲労寿命推定法の妥当性を検証した．提案手法を平織炭素繊維/エポキシ樹脂複合材料に適用した結果，一方向炭素繊維強化複合材料の疲労損傷モデルに Bastenaire 回帰モデルを用いて得られた予測 *S-N* 曲線は，分散分析表の分散比 14.75 が自由度（2,8）の *F* 分布の有意水準 0.01 における分散比 8.65 よりも大きいため，疲労試験結果の予測に役立つと判定された．当てはめ性を判断する尺度である決定係数も 0.786 であり，決定係数からも予測 *S-N* 曲線の当てはめ性は良いことが確認できた．一方，両対数直線回帰モデルを用いて得られた予測 *S-N* 曲線は，分散分析表から求まる分散比 7.59 が自由度（2,8）の *F* 分布の有意水準 0.01 における分散比 8.65 よりも小さいため，疲労試験結果の予測に役立つと判定されなかった．決定係数は 0.651 であり，予測 *S-N* 曲線の当てはめ性は良いと判定することが難しい結果となった．また，一方向炭素繊維強化複合材料の疲労強度のばらつきから平織材の疲労寿命のばらつきを推定した結果，低寿命域では対数正規分布に従い，高寿命域では累積確率が再び上昇した．高寿命域では，低寿命域でみられた *mode T* の繊維束内マトリックスき裂に加えて，*TZ* 面のせん断応力が支配的な *mode TZ* の繊維束内マトリックスき裂も発生しており，これが原因で累積確率が再び上昇したと考えられる．また，疲労寿命分布推定法の妥当性を検証するために，10^7 回までの疲労寿命の解析結果を対数正規確率紙により評価し，その分布特性に基づいた *P-S-N* 曲線と実験結果を比較した．対数正規確率紙に再プロットしたところ，いずれの応力レベルにおいても決定係数は，応力レベル 93%，85%，80%，70%において，それぞれ 0.990，0.986，0.984，0.988 を示したことから，いずれの応力レベルにおいても疲労寿命分布は対数正規分布に従うと考えられる．この各応力レベルにおける疲労寿命分布に基づく *P-S-N* 曲線を描いたところ，疲労試験結果が破壊確率 5%と 95%における *P-S-N* 曲線内に存在したことから，提案した疲労寿命分布推定法は妥当性を有するものと考えられる．

次に，提案手法を平織ガラス繊維/エポキシ樹脂複合材料に適用した結果，一方向ガラス繊維強化複合材料の疲労損傷モデルに Bastenaire 回帰モデルを用いて得られた予測 *S-N* 曲線は，分散分析表の分散比 18.54 が自由度（2,21）の *F* 分布の有意水準 0.01 における分散比 5.78 よりも大きいため，疲労試験結果の予測に役立つと判定されたが，決定係数は 0.638 であり，予測 *S-N* 曲線の当てはめ性が良いと判定することは難しい結果となった．また，一方向ガラス繊維強化複合材料の疲労強度のばらつきから平織材の疲労寿命のばらつきを推定した結果，対数正規確率紙では，各応力レベルの決定係数は，応力レベル 40%，30%，20%において，それぞれ 0.930，0.919，0.798 を示したため，いずれの応力レベルにおいても疲労寿命分布は対数正規分布に従うと考えら

れる．一方，ワイブル確率紙では，各応力レベルの決定係数は，応力レベル 40%，30%，20%において，それぞれ 0.969，0.963，0.966 を示したため，いずれの応力レベルにおいても疲労寿命分布は 3 母数ワイブル分布に従うと考えられる．

最後に，提案手法を縫合繊維強化複合材料に適用した結果，一方向ガラス繊維強化複合材料の疲労損傷モデルに Bastenaire 回帰モデルを用いて得られた予測 *S-N* 曲線は，分散分析表の分散比 33.16 が自由度（2,21）の *F* 分布の有意水準 0.01 における分散比 5.78 よりも大きいため，疲労寿命の予測に役立つ結果と判定された．決定係数も 0.759 であり，予測 *S-N* 曲線の当てはめ性が良いことが確認できた．応力レベル 40%において得られた損傷進展挙動の実験結果と解析結果を比較したところ，解析ではトランスバースき裂，縦割れおよび繊維破断の損傷モードが発生し，実験結果と一致する傾向が確認できた．また，一方向ガラス繊維強化複合材料の疲労強度のばらつきから縫合繊維強化複合材料の疲労寿命のばらつきを推定した結果，疲労寿命分布は対数正規分布および 3 母数ワイブル分布に従う傾向を示した．また，一方向ガラス繊維強化複合材料の疲労強度のばらつきから縫合繊維強化複合材料の疲労寿命のばらつきを推定し，その疲労寿命を対数正規確率紙およびワイブル確率紙にプロットした結果，対数正規確率紙では，各応力レベルの決定係数は，応力レベル 40%，30%，20%のいずれにおいても 0.947 を示したため，疲労寿命分布は対数正規分布に従うと考えられる．一方，ワイブル確率紙では，各応力レベルの決定係数は，応力レベル 40%，30%，20%において，それぞれ 0.946，0.948，0.953 を示したため，いずれの応力レベルにおいても疲労寿命分布は 3 母数ワイブル分布に従うと考えられる．

6.2　今後の展望

6.1 節に本研究の成果を示したが，最終目的である疲労寿命推定システムの実現に向けた今後の展望を述べる．

第 2 章に関して，今後，一方向繊維強化複合材料を対象に様々な試験条件（繊維種，成形条件，荷重条件，試験環境など）において実施された既存疲労試験データを数多く収集し，提案手法を適用することにより併合可能な試験条件の範囲を明確にする．この範囲を明確にすることで，適用範囲に対応したマスター*S-N* 曲線を構築できる可能性がある．また，提案手法を織物複合材料や縫合繊維強化複合材料といった他の強化形態における疲労試験データにも適用することで，それぞれのマスター*S-N* 曲線を構築することも可能と考える．

第 3 章に関して，本研究で提案した損傷進展解析に基づく疲労寿命推定法では，繊維方向，トランスバース方向，面内せん断方向および面外せん断方向における一方向

繊維強化複合材料の疲労試験データが必要であるが，現時点では繊維方向のみの *S-N* 曲線の推定が引張強度から推定可能であり，他の方向に対しては提案手法を適用していない．今後，トランスバース方向，面内せん断方向および面外せん断方向における一方向繊維強化複合材料の疲労試験データを収集し，それらに対して提案手法の適用を検討する必要がある．また，提案した手法論は引張強度から簡易に *S-N* 曲線を得ることが可能である．したがって，一方向繊維強化複合材料に限定することなく，織物複合材料や縫合繊維強化複合材料といった他の強化形態における疲労試験データにも適用し，提案手法の有効性を検討する必要がある．

第 4 章および第 5 章に関して，平織複合材料や縫合繊維強化複合材料では疲労寿命を予測することができたが，推定精度にまだ課題があるため，推定精度に影響を与える因子として考えられる有限要素サイズ，疲労損傷モデル，層間剥離のモデル化および最終破断基準の設定について，その影響度を明確にし，有限要素サイズの検討および新たな損傷モデルや最終破断基準の導入が必要か否か検討することが重要である．また，縫合繊維強化複合材料の疲労解析において，縫合糸は疲労特性に影響を与えないと仮定しており，有限要素としてモデル化していない．今後，縫合糸の影響も考慮するために，提案手法を重合メッシュ法による有限要素解析手法に組込み，拡張する余地がある．その拡張した疲労寿命推定法に基づく縫合繊維強化複合材料の疲労解析の実施が挙げられる．また，FRP の強化形態は織構造や縫合構造だけでなく，組物構造や編物構造など多種多様である．他の強化形態にも提案手法を適用し，適用範囲のさらなる拡大が望まれる．

謝　辞

本研究は，大阪大学大学院工学研究科ビジネスエンジニアリング専攻 准教授 倉敷哲生 博士の御指導と御教示のもとに遂行し得たものであります. 公私に亘り非常に有益な御教授を戴きましたことをここに記し，心より感謝の意を表します.

本論文の作成にあたり，有益な御助言と貴重な御討論を賜りました大阪大学大学院工学研究科ビジネスエンジニアリング専攻 教授 大村 悦二 博士，同専攻 教授 上西啓介 博士ならびに同専攻 准教授 森 裕章 博士に対し, ここに厚く御礼申し上げます.

本研究の遂行において，公私に亘り非常に有益な御教授を賜りました大阪大学大学院工学研究科ビジネスエンジニアリング専攻 客員准教授 花木 宏修 博士に心より厚く御礼を申し上げます.

本研究の遂行において，非常に有益な御指導ならびに暖かい激励を賜りました兵庫県立大学 名誉教授 内田 仁 博士，教授 海津 浩一 博士，准教授 日下 正広 博士，准教授 木村 真晃 博士，京都マテリアルズ株式会社 山下 正人 博士に心より厚く御礼を申し上げます．また，実験に対する有益な資料の御提供や御助言，御指導を賜りましたルーベンカトリック大学 教授 Ignass Verpoest 博士，教授 Stepan V. Lomov 博士ならびに Katleen Vallons 博士に心より厚く御礼を申し上げます．なお，本研究の一部は公益社団法人日本材料学会 金属材料疲労信頼性データ集積評価委員会のプロジェクトに関連して遂行いたしました．立命館大学 教授 上野 明 博士（委員長）ならびに名誉教授 酒井 達雄 博士をはじめ委員の皆様より多大なる御助言ならびに御支援を賜りましたことをここに記し，心より感謝の意を表します.

本研究の遂行ならびに教員としての心構えについて，非常に有益な御助言，御指導ならびに暖かい激励を賜りました大阪大学 名誉教授 座古 勝 博士ならびに特任教授 石丸 裕 博士に心より厚く御礼を申し上げます.

教員生活ならびに研究生活全般にわたり多大な御支援を戴きましたパナソニック基盤協働研究所 事務補佐員 殿本 尚美 氏，倉敷花木研究室学生諸氏，研究室スタッフ 特任研究員 李 興盛 博士および日本学術振興会 特別研究員 田邉 大貴 博士，苦楽を共にした友人 山田 昌弘 博士（現 NTN 株式会社）に心より感謝いたします.

最後に，日頃から暖かい支援をくれた家族に心から感謝いたします.

参考文献

[1] 藤井太一，座古　勝，“複合材料の破壊と力学”，p.2，実教出版（1978）

[2] 勝呂幸男，“風力発電技術の変遷”，日本風力エネルギー協会誌，**131**，3，p.74（2007）

[3] Stepan V. Lomov, “Non-crimp fabric composites –Manufacturing, properties and applications-”, p.43, Woodhead Publishing Limited (2011)

[4] K. Vallons, G. Adolphs, P. Lucas, S. V. Lomov and I. Verpoest, “The influence of the stitching pattern on the internal geometry, quasi-static and fatigue mechanical properties of glass fibre non-crimp fabric composites”, Composites Part A, **56**, pp.272-279 (2014)

[5] K. Vallons, I. Duque, S. V. Lomov and I. Verpoest, “Loading direction dependence of the tensile stiffness, strength and fatigue life of biaxial carbo/epoxy NCF composites”, Composites Part A, **42**, pp.16-21 (2011)

[6] K. Vallons, A.Behaeghe, S. V. Lomov and I. Verpoest, “Impact and post-impact properties of a carbon fibre non-crimp fabric and a twill weave composites”, Composites Part A, **41**, pp.1019-1026 (2010)

[7] K. Vallons, S. V. Lomov and I. Verpoest, “Fatigue and post-fatigue behavior of carbon/epoxy non-crimp fabric composites”, Composites Part A, **40**, pp.251-259 (2009)

[8] Stepan V. Lomov, “Non-crimp fabric composites –Manufacturing, properties and applications-”, Woodhead Publishing Limited (2011)

[9] A. Gagel, D. Lange and K.Schulte, “On the relationship between crack densities, stiffness degradation, and surface temperature distribution of tensile fatigue loaded glass-fibre non-crimp-fabric reinforced epoxy”, Composites Part A, **37**, pp.222-228 (2006)

[10] A. Gagel, B. Fiedler and K.Schulte, “On modeling the mechanical degradation of fatigue loaded glass-fibre non-crimp fabric reinforced epoxy laminates”, Composites Science and Technology, **66**, pp.657-664 (2006)

[11] D. S. Mikhalik, T. C. Truong, A. I. Borovkov. S. V. Lomov and I. Verpoest, “Experimental observations and finite element modelling of damage initiation and evolution in carbon/epoxy non-crimp fabric composites”, Engineering Fracture Mechanics, **75**, pp.2751-2766 (2008)

[12] V. Koissin, J. Kustermans, S. V. Lomov, I. Verpoest, B. Van Den Broucke and V. Witzel, “Structurally stitched NCF performs: Quasi-static response”, Composites Science and Technology, **69**, pp.2701-2710 (2009)

[13] I. Straumit, C. Hahn, E. Winterstein, B. Plank, S. V. Lomov, M. Wevers, “Computation of permeability of a non-crimp carbon textile reinforcement based on X-ray computed tomography images”, Composites Part A, **81**, pp.289-295 (2016)

[14] V. Carvelli, V. N. Tomaselli, S. V. Lomov, I. Verpoest, V. Witzel and B. Van Den Broucke, “Fatigue and post-fatigue tensile behavior of non-crimp stitched and unstitched carbon/epoxy composites”, Composites Science and Technology, **70**, pp.2216-2224 (2010)

[15] 中安有希，松島佳孝，倉敷哲生，“重合メッシュ法による円孔付き縫合繊維強化複合材料の力学的特性評価”，日本機械学会 M&M 材料力学カンファレンス（CD-ROM），**2013**，page.RONBUNNO.OS0304（2013）

[16] 渡邉達也，倉敷哲生，座古勝，“縫合繊維強化複合材料の曲げ荷重下での損傷進展挙動に関する研究”，日本機械学会 M&M 材料力学カンファレンス（CD-ROM），**2010**，page.RONBUNNO.211（2010）

[17] 本多信太郎，倉敷哲生，座古勝，濱田健太，“縫合繊維強化複合材料の設計因子が引張荷重下での損傷挙動に及ぼす影響”，日本機械学会 M&M 材料力学カンファレンス（CD-ROM），**2009**，page.RONBUNNO.OS0415（2009）

[18] 宮入裕夫，池上皓三，加藤晴久，加部和幸，後藤卒土民，塩田一路，安田榮一，“複合材料の辞典”，p.249，朝倉書店（1991）

[19] 北野彰彦，“航空機の軽量化を支える炭素繊維複合材料”，化学と教育，**59**，4，p.228（2011）

[20] J.J.Xiong and R.A.Shenoi, “Fatigue and Fracture Reliability Engineering”, pp159-160 (2011)

[21] Harris B., “Fatigue in composites”, pp.3-35, Woodhead Publishing Limited (2003)

[22] Read P.J.C.L, Shenoi R.A, “A review of fatigue damage modelling in context of marine FRP laminates”, Mar. Struct. **8**, 1, pp.257-278

[23] K. L. Reifsnider and R. Jamison, “Fracture of fatigue-loaded composite laminates”, International Journal of Fatigue, **4**, pp.187-197 (1982)

[24] 日本材料学会編，“機械・構造系技術者のための実用信頼性工学”，pp.143-144，養賢堂（1987）

[25] 日本材料学会編，“疲労設計便覧”，p.367，養賢堂（1995）

[26] 青木隆平，久保智朗，小山一夫，近藤恭平，小林繁雄，“CFRP 積層板の疲労強度に及ぼす損傷の影響”，日本複合材料学会誌，**15**，3，pp.122-131（1989）

[27] A. E. Bogdanovich, M. Karahan, S. V. Lomov and I. Verpoest, “Quasi-static tensile behavior and damage of carbon/epoxy composite reinforced with 3D non-crimp orthogonal woven fabric”, Mechanics of Materials, **62**, pp.14-31 (2013)

[28] N. D. Greef, L. Gorbatikh, A. Godara, L. Mezzo, S. V. Lomov and I. Verpoest, “The effect of carbon nanotubes on the damage development in carbon fiber/epoxy composites”, Carbon, **49**, pp.4650-4664 (2011)

[29] M. Karahan, S. V. Lomov, A. E. Bogdanovich and I. Verpoest, “Fatigue tensile behavior of carbon/epoxy composite reinforced with non-crimp 3D orthogonak woven fabric”, Composites Science and Technology, **71**, pp.1961-1972 (2011)

[30] 日本機械学会基準，“統計的疲労試験方法”，JSME S 002（1981）

[31] 中易秀敏，梅原唯史，“疲労寿命データ群の併合法に関する研究”，日本機械学会論文集（A 集），**51**，469，pp.2076-2084（1985）

[32] 河井昌道，“応力比の影響を考慮した一方向繊維強化複合材料の現象論的疲労モデル”，日本機械学会論文集（A 集），**69**，679，pp.647-653（2003）

[33] 河井昌道，谷嶋真一，高野洋一，八戸敦司，“一方向炭素繊維強化複合材料の室温および高温における非主軸疲労とその損傷力学的モデル化”, 日本機械学会論文集（A 集），**64**，627，pp.2838-2846（1998）

[34] 河井昌道，谷嶋真一，川瀬裕子，八戸敦司，“異なるマトリックス樹脂を用いた一方向炭素繊維強化複合材料の高温非主軸疲労挙動”，日本機械学会論文集（A 集），**65**，632，pp.791-799（1999）

[35] 酒井達雄，田中伸明，岡田憲司，古市真知子，西川出，菅田淳，“金属材料疲労強度データベースによる SCM435 鋼の超長寿命確率疲労特性の解析”，日本機械学会論文集（A 集），**70**，696，pp.1102-1109（2004）

[36] 岡田憲司，岡憲司，菅田淳，酒井達雄，西川出，境田彰芳，“金属材料疲労強度データベースによる極低炭素鋼の回転曲げ確率疲労特性の解析”, 材料, **56**, 12, pp.1170-1176（2007）

[37] 花木聡，岡田憲司，菅田淳，西川出，境田彰芳，酒井達雄，“金属材料疲労強度データベースによる高強度鋼の回転曲げ確率疲労特性の解析”，材料，**59**，5，pp.375-382（2010）

[38] 西谷弘信，後藤真宏，宮川浩臣，“各種炭素鋼平滑材の疲労寿命予測法（金属材料技術研究所データシートに基づく考察)”，日本機械学会論文集（A 集），**53**，496，pp.2238-2247（1987）

[39] 向山和孝，花木宏修，岡田憲司，境田彰芳，中村裕紀，菅田淳，西川出，上野明，酒井達雄，“静的強度特性値による機械構造用炭素鋼の *S*–*N* 曲線に関する統計的推定”，材料，**64**，6，pp.479-485（2015）

[40] S. Hanaki, M. Yamashita, H. Uchida and M. Zako, “On stochastic evaluation of *S-N* data based on fatigue strength distribution”, International Journal of Fatigue, **32**, pp.605-609 (2010)

[41] 座古勝，倉敷哲生，花木聡，“耐久限度を有する *S-N* 線図の統計的決定法”，材料，**50**，3，pp.278-283（2001）

[42] 座古勝，高野直樹，花木聡，“耐久限度を考慮した疲労設計基準決定システムの構築”，材料，**47**，1，pp.90-94（1998）

[43] W. Lian and W. Yao, “Fatigue life prediction of composite laminates by FEA simulation method”, International Journal of Fatigue, **32**, pp123-133 (2010)

[44] M. M. Shokrieh and L. B. Lessard, “Progressive fatigue damage modeling of composite materials, part I: modeling”, Journal of Composite materials, **34**, pp.1056-1080 (2000)

[45] M. M. Shokrieh and L. B. Lessard, “Progressive fatigue damage modeling of composite materials, part II: material characterization and model verification”, Journal of Composite materials, **34**, pp.1081-1116 (2000)

[46] T. Noll, M. Magin and N. Himmel, “Fatigue life simulation of multi-axial CFRP laminates considering material non-linearity”, International Journal of Fatigue, **32**, pp.146-157 (2010)

[47] J.Xu, S. V. Lomov, I. Verpoest, S. Daggumati, W. Van Paepegem and J. Degrieck, “A progressive damage model of textile composites on meso-scale using finite element method: Fatigue damage analysis”, Composites and Structures, **152**, pp.96-112 (2015)

[48] JSMS standard (JSMS-SD-6-08), “Standard evaluation method of fatigue reliability for metallic mate- rials -standard regression method of *S-N* curve” (2008) JSMS

[49] 河井昌道，牧伸章，“クロスプライ CFRP 積層板の室温および高温における主軸疲労強度とそのモデル化”，日本機械学会論文集（A 集），**71**，703，pp.520-527（2005）

[50] 東郷敬一郎，中川修士，荒木弘安，“疲労負荷を受ける CFRP 直交積層板の損傷挙動と寿命予測”，日本機械学会論文集（A 集），**72**，719，pp.1041-1048（2006）

[51] 駒井謙次郎，箕島弘二，石川直明，“CFRP の機械的性質と疲労挙動に及ぼす極低温度・吸水複合環境効果”，日本機械学会論文集（A 集），**59**，566，pp.2278-2285（1993）

[52] 駒井謙次郎，箕島弘二，渋谷豊茂，“一方向強化炭素繊維/エポキシ樹脂複合材料の引張破壊特性と疲労に及ぼす水環境効果”，日本機械学会論文集（A 集），**56**，525，pp.1021-1028（1990）

[53] 酒井達雄，安井秀昭，田中道七，“金属材料疲労強度データベースによる機械構

造用炭素鋼の確率疲労特性の解析”，材料，**36**，408，pp.915-921（1987）
[54] 材料強度確率モデル研究会編，“材料強度の統計的性質”，養賢堂，p.4（1992）
[55] 日本材料学会編，“機械・構造系技術者のための実用信頼性工学”，pp.16-18，養賢堂（1987）
[56] 西島敏，城野政弘，“材料強度の統計的性質－金属材料（I)”，材料，**31**，343，pp.410-416（1982）
[57] 材料強度確率モデル研究会編，“材料強度の統計的性質”，養賢堂，p.240（1992）
[58] D. B. Kececigolu，下川利行，“2 母数ワイブル分布における最良母数推定法の選択”，材料，31，335，pp.829-835（1981）
[59] 市川昌弘，“信頼性工学”，裳華堂，p.40（1990）
[60] T.Tanimoto, S.Amijima and H.Ishikawa, Proc. US-Japan Conf. on Composite Materials, p.145 (1981)
[61] P.C.Chou and H. Miller, ASTM STP, **744**, p.114 (1981)
[62] DOE / MSU COMPOSITE MATERIAL FATIGUE DATABASE March 15, Version 16.0 (2007)
[63] M. Zako, N. Takano, T. Tsujikami and Y. Uetsuji, “A proposition for fracture behavior analysis of composites”, Proceedings of the 38th Japan congress on materials research, pp.163-169 (1995)
[64] M. Zako, N. Takano and T. Tsumura, “Numerical predictions of strength of notched UD laminate by analyzing the propagation of intra- and inter-laminar damage”, Material Science Research International, **2**, pp.117-122 (1996)
[65] 高野直樹，座古勝，上辻靖智，柏木有希雄，“均質化法と異邦損傷力学を用いた織物複合材料のメゾ強度評価”, 日本機械学会論文集（A 集）, **63**, 608, pp.808-814, (1997)
[66] 座古勝，上辻靖智，“繊維強化複合材料の AE シミュレーション”，繊維機械学会誌，**51**，3，pp.150-158，(1998)
[67] O. Hoffman, “The brittle strength of orthotropic material”, Journal of Composites Materials, **1**, pp.200-206 (1967)
[68] S. Murakami, “Mechanical modeling of material damage”, Journal of Applied Mechanics, **55**, p.280 (1988)
[69] C. C. Chamis, “Mechanics of composite materials: past, present, and future”, Journal of Composites, Technology and Research, **11**, pp.3-14 (1989)
[70] D. Hull，T. W. Clyne，宮入裕夫，池上皓三，金原勲，“複合材料入門”，培風館（2003）
[71] M. A. Miner, Journal of Applied Mechanics, **12**-A, p.159 (1962)

[72] F. Bastenaire, G. Pomey, P. Rabbe, Mem. Scient. de la revue de me´ tallurgie, **10** (1971) (in French)

[73] 西川出，中易秀敏，菅田淳，横幕俊典，吉岡純夫，首藤俊夫，新谷奉史，酒井孝, 酒井達雄，“金属材料の疲労試験データに対する標準的 *S-N* 曲線回帰法の提案”，材料，**51**，1，pp..54-60（2002）

[74] Y. Nishikawa, K. Okubo, T. Fujii and K. Kawabe, “Fatigue crack constraint in plain-woven CFRP using newly developed spread tows”, International Journal of Fatigue, **28**, pp.1248-1253 (2006)

[75] X. Diao, L. B. Lessard and M. M. Shokrieh, “Statistical model for multiaxial fatigue behavior of unidirectional plies”, Composites Science and Technology, **59**, pp.2025-2035 (1999)

[76] S. V. Lomov, G. Huysmans, Y. Luo, R. Parnas, A. Prodromou, I. Verpoest and F. R. Phelan, “Textile composites : modelling strategies”, Composites Part A, **32**, 10 pp.1379-1394 (2001)

[77] Jayantha A.E, Richard C, “An experimental investigation of the properties of cross-ply laminate used for manufacturing of small aircraft components”, Composites Structures, **75**, pp.93-99 (2006)

[78] H. EL Kadi and F. Ellyin, “Effect of stress ration on the fatigue of unidirectional glass fibre/epoxy composite laminate”, Composites, **25**, pp.917-924 (1999)

[79] 酒井達雄，田中道七，“3 母数ワイブル分布の母数推定について（疲労寿命分布の母数推定に関連して）[続報]”，材料，**29**，316，pp.17-23（1980）

[80] 平野泰史，向山和孝，倉敷哲生，花木宏修，“ヒステリシスエネルギーとき裂密度に着目した縫合繊維強化複合材料の疲労特性評価”，日本複合材料合同会議（CD−ROM），**5**，page.ROMBUNNO.3B-07（2014）

研究業績

1. 本論文に関連した投稿論文（査読付）

[1] Kazutaka MUKOYAMA, Satoshi HANAKI, Hitoshi UCHIDA, Masaru ZAKO, Stepan V. LOMOV, Ignass VERPOEST, “Evaluation Method of *S-N* Data of Composite Materials Based on Probabilistic Fatigue Model of UD Composites”, Estimation Safety, Reliability, and Risk of Structures, Infrastructures and Engineering Systems, pp. 3587-3593 (2009)

[2] 向山和孝，花木宏修，倉敷哲生，海津浩一，“損傷進展解析に基づく織物複合材料の疲労寿命分布推定法”，材料，**63**，5，pp.386-393 (2014)

[3] Kazutaka MUKOYAMA, Koushu HANAKI, Kenji OKADA, Akiyoshi SAKAIDA, Atsushi SUGETA, Izuru NISHIKAWA, Akira UENO and Tatsuo SAKAI, “A Study on Estimation of *S-N* curves for Structural Steels Based on Their Static Mechanical Properties”, Advanced Materials Research, **891-892**, pp. 1639-1644 (2014)

[4] 向山和孝，花木宏修，岡田憲司，境田彰芳，中村裕紀，菅田淳，西川出，上野明，酒井達雄，“静的強度特性値による機械構造用炭素鋼の *S–N* 曲線に関する統計的推定”，材料，**64**，6，pp.479-485（2015）

[5] 向山和孝，花木宏修，倉敷哲生，“一方向繊維強化プラスチックの *S-N* 特性に対する統計的評価”，スマートプロセス学会誌，**5**，1，pp.65-70（2016）

2. その他の投稿論文（査読付）

[1] Kazutaka MUKOYAMA, Satoshi HANAKI and Hitoshi UCHIDA, “Generation Mechanism of Internal Stress of BN Films Prepared by Ion Mixing and Vapor Deposition”, New Trend in Applied Plasma Science and Technology, AIP Conference Proceedings, **1282**, pp.107-110 (2010)

[2] 岡崎翔，倉敷哲生，花木宏修，向山和孝，LI Xingsheng，菅野伸彦，上村圭亮，板東舜一，“複合材料製寛骨臼サポートコンポーネントのモデリングと骨 - インプラント系への影響評価”，日本機械学会論文集(Web)，**81**，826，page.15-00050（2015）

[3] 椿野隆宣，倉敷哲生，石丸裕，花木宏修，向山和孝，生和光朗，“大型原油タンク火災のふく射熱評価手法の構築”，安全工学，**54**，2，pp.131-138（2015）

[4] 花木宏修，山下正人，野村豊和，向山和孝，宇木則倫，沼田佳朗，寺谷享，“さびの構造制御による鋼構造物の長寿命化”, JCOSSAR 2015 論文集, pp.245-249（2015）

[5] 李興盛，原裕貴，向山和孝，花木宏修，倉敷哲生，“電子機構部品用スイッチばねにおける疲労寿命に関する研究”，JCOSSAR 2015 論文集，pp.393-398（2015）

[6] 椿野隆宣，倉敷哲生，生和光朗，石丸裕，花木宏修，向山和孝，“数値流体解析を用いた大型原油タンク火災のふく射熱評価”，JCOSSAR 2015 論文集，pp.438-443（2015）

[7] 菊池隼太，向山和孝，鈴木拓也，福重進也，島村和夫，花木宏修，倉敷哲生，“繊維強化複合材料の傾斜ユニットモデルに基づく母材の材料非線形性を考慮した破壊包絡線評価”，JCOSSAR 2015 論文集，pp.414-419（2015）

[8] Tatsuo SAKAI, Koushu HANAKI, Akiyoshi SAKAIDA, Kenji OKADA, Yuki. NAKAMURA, Kazutaka MUKOYAMA, Noriyasu. OGUMA, Takashi MATSUMURA, Yoshinobu SHIMAMURA and Akira UENO, “Construction of Electronic Database on Very High Cycle Fatigue Properties for Metallic Materials”, Key Engineering Materials, **664**, pp12-21(2015)

[9] 今奥亜希，倉敷哲生，花木宏修，向山和孝，廣澤覚，中西康雅，“3 次元織物複合材料の有限要素モデリング手法の構築と力学的特性評価”, スマートプロセス学会誌，**5**，1，pp.39-45（2016）

3. 国際会議（口頭・ポスター発表）

[1] Kazutaka MUKOYAMA, Satoshi HANAKI, Hitoshi UCHIDA, Masaru ZAKO, Stepan V. LOMOV, Ignass VERPOEST, “Evaluation Method of *S-N* Data of Composite Materials Based on Probabilistic Fatigue Model of UD Composites”, The 10th International Conference on Structural Safety and Reliability (2009) Osaka, Japan

[2] Kazutaka MUKOYAMA, Satoshi HANAKI and Hitoshi UCHIDA, “Internal Stress Analysis of BN Films by Molecular Dynamics Simlation”, The 7th International Symposium on Applied Plasma Science (2009), Hamburg, Germany

[3] Kazutaka MUKOYAMA, Koushu HANAKI, Kenji OKADA, Akiyoshi SAKAIDA, Atsushi SUGETA, Izuru NISHIKAWA, Akira UENO and Tatsuo SAKAI, “A Study on Estimation of *S-N* curves for Structural Steels Based on Their Static Mechanical Properties”, The 11th International Fatigue Congress (2014), Melbourne, Australia

4. 国内発表（口頭発表）

[1] 向山和孝，花木聡，山下正人，内田仁，座古勝，“一方向繊維強化複合材料の確率疲労特性の解析”，第 23 回信頼性シンポジウム（2008）

[2] 向山和孝，花木聡，山下正人，内田仁，座古勝，“一方向繊維強化複合材料の疲労特性に対する確率モデルの構築”，第 57 回日本材料学会学術講演会（2008）

[3] 向山和孝，花木聡，山下正人，内田仁，座古勝，“一方向繊維強化複合材料の統計的疲労特性評価”，JCOM-38（2009）

[4] 向山和孝，花木聡，内田仁，“分子動力学法による BN 薄膜の内部応力発生機構の検討”，プラズマ応用と複合機能材料（2009）

[5] 向山和孝，“損傷進展解析に基づく織物複合材料の疲労寿命推定法”，日本繊維機械学会 コンポジテックス研究会（2012）

[6] 向山和孝，“ベルギー・ルーベンカトリック大学における研究報告”，日本繊維機械学会 コンポジテックス研究会（2013）

[7] 向山和孝，花木宏修，岡田憲司，境田彰芳，菅田淳，西川出，上野明，酒井達雄，“静的強度特性値による鉄鋼材料の *S-N* 曲線に関する統計的推定”，第 27 回信頼性シンポジウム（2013）

[8] 向山和孝，花木宏修，岡田憲司，境田彰芳，菅田淳，西川出，上野明，酒井達雄，“金属材料疲労強度データベースによる鉄鋼材料の *S-N* 曲線簡易推定法”，第 62 回日本材料学会学術講演会（2013）

[9] 向山和孝，花木宏修，岡田憲司，境田彰芳，菅田淳，西川出，上野明，酒井達雄，“静的強度特性値による鉄鋼材料の *S-N* 曲線に関する統計的推定”，第 63 回日本材料学会学術講演会（2014）

[10] 向山和孝，花木宏修，中村裕紀，岡田憲司，境田彰芳，酒井達雄，上野明，菅田淳，西川出，“静的強度特性値による非鉄金属材料の *S-N* 曲線に関する統計的推定”，第 64 回日本材料学会学術講演会（2015）

[11] 向山和孝，“テキスタイル複合材料の統計的疲労寿命推定に関する研究”，日本繊維機械学会 バーチャルテキスタイル研究会・コンポジテックス研究会 合同研究会（2015）

[12] 向山和孝，花木宏修，中村裕紀，境田彰芳，岡田憲司，伊藤勉，菅田淳，酒井達雄，“アルミ合金を対象とした静的強度特性値による *S-N* 曲線の統計的推定”，第 65 回日本材料学会学術講演会（2016）

[13] 向山和孝，今奥亜季，廣澤覚，中西康雅，花木宏修，倉敷哲生，“3 次元織物複合材料の有限要素モデリング手法に関する研究”，日本繊維機械学会第 69 回年次大会（2016）