

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

超音速機の構造材料用ポリシアネート系 耐熱複合材料の力学特性評価

高戸谷 健, 熊澤 寿

2013年10月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

概 要	1
1. はじめに	2
1.1 超音速機の研究開発	2
1.2 耐熱複合材の研究開発動向	3
1.3 研究の目的と構成	4
2. ポリシアネート系耐熱樹脂	4
3. 三次元複合材料	5
4. 基礎物性評価	6
4.1 基礎物性評価の方針	6
4.2 成形	6
4.3 吸湿特性	7
4.4 引張試験	9
4.5 有孔引張試験	10
4.6 有孔圧縮試験	14
4.7 層間せん断試験	18
4.8 SEM 観察	24
4.9 熱分析	29
4.10 考察	30
4.10.1 高温曝露による重量減少	30
4.10.2 高温曝露による強度低下	32
4.10.3 重量減少と強度低下	33
4.10.4 類似の樹脂との比較	33
5. サブコンポーネント評価	34
5.1 対象機体の概要	34
5.2 構造要素の検討	34
5.3 剛性と強度の予測	35
5.4 プリフォームの製作	37
5.5 成形	38
5.6 強度評価	38

5.7 断面観察	40
5.8 考察	41
6. まとめ	41
謝辞	42
特記事項	42
参考文献	42

超音速機の構造材料用ポリシアネート系 耐熱複合材料の力学特性評価*

高戸谷 健^{*1}, 熊澤 寿^{*2}

Mechanical Evaluation of Polycyanate Heat-Resistant Composite Materials for Supersonic Transport Structures

Takeshi TAKATOYA^{*1} and Hisashi KUMAZAWA^{*2}

Abstract

As a conventional epoxy resin system had not enough heat endurance, new heat-resistant resin systems were needed to be developed in the aircraft use, such as supersonic transport structure, the parts around the jet engines and so on. In this report, fundamental properties of the polycyanate heat-resistant resin system with the three dimensional textile composite are characterized under room temperature and high temperature conditions. The tensile, open hole tensile, open hole compressive, and double notch shear test were carried out and stiffness and strength properties were obtained. After that, the scale model of the rudder in the silent supersonic technology demonstrator was designed using the obtained properties, manufactured and evaluated. The result showed that this resin system had a capability of the application of the aircraft structures under high temperature conditions.

Keywords: 耐熱複合材料, 評価, 超音速機, ポリシアネート系, 三次元複合材

概 要

耐熱複合材料を超音速機やエンジン周辺の構造に適用するための力学特性を明らかにすることを目標として、耐熱樹脂としてポリシアネート系樹脂に着目し、引張・有孔引張・有孔圧縮・層間せん断試験を実施し強度データを取得するとともに、高温および高温曝露が強度に及ぼす影響を評価した。さらに、得られた基礎データを元に、静粛超音研究機の構造要素としてラダーを想定したサブコンポーネントを設計・製作・評価してその妥当性を検証したところ、変形量など検討の余地があるものの検討すべき技術課題は解決できたと考えており、耐熱樹脂の有用性が確認できた成果について報告する。

* 平成 25 年 9 月 2 日受付 (Received 2 September 2013)

*1 宇宙航空研究開発機構 航空本部 機体システム研究グループ
(Aircraft Systems Research Group, Institute of Aeronautical Technology, JAXA)

*2 宇宙航空研究開発機構 航空本部 構造技術研究グループ
(Structures Research Group, Institute of Aeronautical Technology, JAXA)

1. はじめに

1.1 超音速機の研究開発

宇宙航空研究開発機構航空プログラムグループでは、「環境に優しい」をキーワードとして、「静かな超音速旅客機」を目指す「静粛超音速機技術の研究開発」を進めている¹⁾。その中で進めている静粛超音速研究機では超音速飛行中の衝撃波(ソニックブーム)を下げることに加え、離着陸時の騒音低減を図るため、ジェット騒音を抑える目的で図1に示すように胴体上部にジェットエンジンを搭載することを計画している。ジェットエンジンを胴体上部に搭載するため、ジェット排気が尾部近くを通り抜けることになるので、尾部の熱的環境が翼下にエンジンを搭載する通常の航空機よりも厳しことが予想されている。

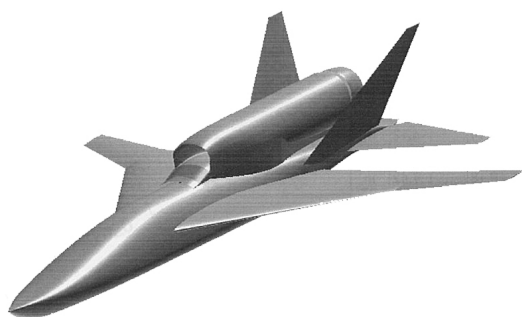


図1 静粛超音速研究機

構造材料の観点では、構造重量を軽減するためアルミ合金に比べ比強度・比剛性の優れた複合材料の航空機構造への適用が進められている。2011年に就航した米国ボーイング社のB787では構造重量の約50%が複合材料でできおり亜音速機では既に主要な構造材料として実用化されていると言っても過言

ではない。超音速機では、超音速巡航にともなう空力加熱により機体構造が高温になることに加え、エンジンの胴体への搭載による尾部の温度環境が厳しいこともあり、そのような熱的環境が厳しい部材への複合材料の適用を進めることが課題として挙げられている。

1990年代にコンコルドの退役が近いことを受け、欧米各国で次世代超音速機の研究開発プログラムが進められてきたが、2000年代初頭の航空不況等の影響により研究開発プログラムが中止もしくは縮小されている。各プログラムの目標をまとめると、巡航速度マッハ数2.0～2.4、座席数250～300、航続距離8,000～11,000 kmを概ね目指していた²⁾。日本航空機開発協会(JADC)では、巡航速度マッハ数2.2で東京から米国まで太平洋横断を目指す案を提案して検討を進めている。

巡航速度と空力加熱による温度は機体全体で一様ではなく、ノーズと翼前縁が高く、翼の後方にいくに従い温度が下

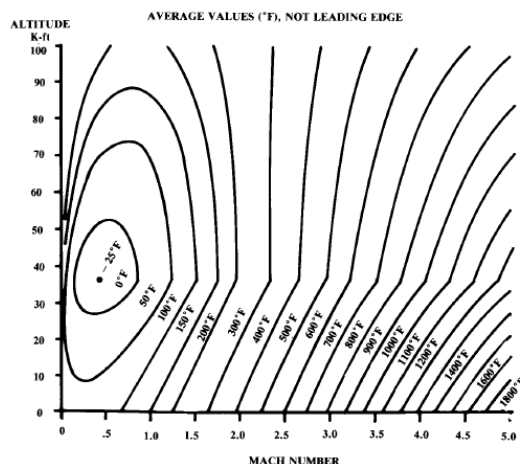


図2 巡航速度・高度と機体表面温度の関係(前縁を除く)

がる傾向にあるが、空力加熱から計算される温度は、あくまでも境界層の回復温度であり、実際には、境界層からの熱伝導や機体内部への熱の移動により構造温度は計算温度よりも下がるとされている。図 2 に巡航速度・高度と機体表面の温度の関係を示す³⁾。

1.2 耐熱複合材の研究開発動向

航空機用の構造材料に用いられる複合材料は、アルミ合金と同様に環境温度により剛性や強度が低下することを設計で考慮しなければいけないが、金属と違い損傷許容設計手法が確立されていないため疲労や経年変化などの耐久性に関する設計は個別の対応となっている。

参考までに、1990 年代の研究開発プログラムによれば超音速機は 20,000 フライト、60,000 時間の超音速巡航による空力加熱を受けることを想定して検討が進められていた。

現在の航空機用構造材料に用いられているエポキシ樹脂を用いた複合材料は、177℃(華氏 350°)硬化型が主流で、常用できる温度は約 120℃程度とされている。コンコルドの一般部にはかろうじて実用に耐えられるが、巡航速度が大きくなるとエポキシ樹脂では耐熱性が足りないといわれている。

エポキシ樹脂よりも耐熱性の高い樹脂を用いた耐熱複合材料は超音速機用だけでなく世界各国で研究開発が進められている。

米国航空宇宙局(NASA)が主導した HSR プログラム(High Speed Research

program)とそれに対応した民間の HSCT プログラム(High Speed Civil Transport program)において、いくつかの耐熱樹脂を用いた複合材料、チタン箔と複合材料のハイブリッド材などが評価されたが、十分な耐熱性・耐久性の評価がされずにプログラムが中止となった⁴⁾。

米国空軍の F-22 戦闘機は、超音速巡航を可能とした初めての戦闘機である。この機体には、エポキシ樹脂よりも耐熱性の高い米国 CYTEC ENGINEERED MATERIALS INC.社のビスマレイミド系樹脂含浸成形(Resin Transfer Molding: RTM)用樹脂 5250-4RTM が使用されている。耐熱樹脂の実運用下での評価結果はまだ公表されていない。

米国の軍用部品製造メーカの業界団体として発足した先端材料技術協会(Society of Advancement of Material and Process Engineering: SAMPE)によると、米国陸軍のミサイル構造用シアノエステル樹脂、米国空軍の援助によりマーベリック社の RTM 成形用ポリイミド系樹脂などが報告されており、米国では軍用を中心に材料開発と評価が継続している⁵⁾。

欧州においては、エアバス大型機 A380 や空軍用輸送機 A400M の開発において、複合材料の評価がされているが、次世代超音速機に適用可能な耐熱性を有する材料については報告が見受けられない。

我が国においては、経済産業省傘下である財団法人次世代金属・複合材料研究開発協会(RIMCOF)と日本航空宇

宙工業会 (SJAC) が中心となり、耐熱複合材の長期耐久性に関する調査報告書を平成 9 年度にまとめている⁶⁾。耐熱樹脂の劣化のメカニズムは主に酸化のため、温度を実環境よりも高い温度で試験することで加速試験がある程度有効であるが、実時間のデータと比較することが不可欠であると報告している。

金沢工業大学航空システム工学科宮野教授のグループは、米国スタンフォード大学 S.W. Tsai 教授と組んで、複合材料の耐久性評価を実施している。時間・温度・湿度換算則を提案し、様々な複合材料で成立性を確認している。この方法とデータの蓄積は世界的にも高い評価を得ている⁷⁾。

JAXA においても、複合材技術研究センターを中心に長期耐久性評価を継続している。宇宙往還機 HOPE 向けにポリイミド系樹脂 PMR-15 の評価を実施した⁸⁾。超音速機技術開発を目標に耐熱複合材に関する日仏共同研究が進められており、長期耐久性試験が行われている。また、JAXA 宇宙科学研究所の横田らは高耐熱ポリイミドを開発・評価している。米国 NASA が HSR プログラムで候補材の一つとして開発したポリイミド系樹脂 PETI-5 を改良したものを宇部興産にライセンス供与し、宇部興産が PETI-330 として 2004 年から販売を開始している。PETI-5 よりも成形がしやすく、耐熱性が高いのが特徴である⁹⁾。

1.3 研究の目的と構成

本研究は、耐熱複合材料を超音速機の構造材料に適用するための力学特性

を明らかにすることを目標として、耐熱樹脂としてポリシアネート系樹脂に着目し、基本的な物性について試験片の強度評価を実施して基礎データを蓄積すること、さらに、得られた基礎データを元に静粛超音速機の構造要素としてサブコンポーネントを設計・製作・評価してその妥当性を検証することを目的としている。

本報告においては、第 2 章にポリシアネート系耐熱樹脂に着目した理由に触れ、第 3 章にその樹脂を適用し複合材料の欠点である層間特性を改善するための三次元複合材料の適用について述べる。第 4 章では基本的な物性の評価として、引張試験・有孔引張試験・有孔圧縮試験・せん断試験の試験について説明し、第 5 章でサブコンポーネントの設計・製作・評価について述べていく。

2. ポリシアネート系耐熱樹脂

現在用いられている複合材料用樹脂のエポキシ樹脂は超音速機への適用は限界があるため、耐熱性の高い樹脂を選定した。ビスマレイミド系樹脂、ポリシアネート系樹脂、ポリイミド系樹脂を候補として比較を行った。耐熱性・入手性・成形性について検討した。

米国 F-22 にも採用されているビスマレイミド系樹脂 5250-4RTM は 191℃で硬化後に 210℃で後硬化させることによりガラス転移温度 (T_g) が 180℃～200℃程度になり静的な強度に関しては耐熱性を有していることが分かっている¹⁰⁾。長期間の耐久性に関しては、RTM 成形法を用いるため高分子の分子鎖を短くして溶解性を高めていることもあり、高温曝

露により樹脂が分解しやすく耐久性は期待していたほど得られていないことが明らかになった¹¹⁾。

ポリイミド系樹脂 R1-16 は米国で開発された樹脂でビスマレイミド系樹脂と同等の耐久性の評価に対して優れた性能を示したが、現在では樹脂そのものの入手が困難であるため除外した。同じく米国で開発された PETI-RTM 樹脂は、HSR プログラムで開発した PETI-5 樹脂を RTM 成形用に改良したものである。この樹脂は 180℃、3,000 時間の高温曝露に対して圧縮強度の低下が見られないことが分かった¹²⁾。この PETI-5 を候補材と考えていたが、成形性に難があり、米国からの樹脂の入手も困難になりつつあったので除外した。国産のポリイミド系樹脂としては富士重工業株式会社と三井化学株式会社が JAXA の小型超音速無人実験機への適用に向け熱可塑性樹脂 PIXA を平成 14 年度まで開発・評価していたが、現在では試験片製作のための樹脂の入手ができない状態であり、他のポリイミド系樹脂と同様に候補から除外した。いずれのポリイミド系樹脂も Tg が 250℃前後と高く耐熱性は優れているが、成形温度が高いことや成形時の揮発成分が成形品質に影響するなど成形性に難があった。

耐熱性がビスマレイミド系樹脂よりも高く RTM 成形ができる樹脂を探したところ、ポリシアネート系樹脂が入手できることが分かった。このポリシアネート系樹脂は国産の樹脂で入手が容易であること、成形温度がほぼエポキシ樹脂と同じで特殊な成型設備が必要ないこと、吸湿

が少ないため脱ガス特性が優秀で宇宙分野で利用が検討されていることが特徴である¹³⁾。そのためポリシアネート系耐熱樹脂を適用することにした。

3. 三次元複合材料

耐熱樹脂を含浸させる強化繊維には比強度・比剛性に優れた炭素繊維とした。炭素繊維とポリシアネート系樹脂を用いた炭素繊維強化プラスチック (Carbon Fiber Reinforced Plastic: CFRP) の一つである。複合材料の欠点として衝撃後圧縮強度が低いこと、層間破壊じん性が低いことが挙げられている。いずれの欠点も薄い強化繊維の層を積層して成形していることで層と層の間である層間は樹脂のみであることが原因である。層間を面内の強化繊維と同じ炭素繊維で補強することで、層間特性の改善を図った。そのような複合材料を三次元複合材料と呼んでいる。工業用ミシンで縫うステッチ方式や、針で刺して繊維をからめるニードル方式などいろいろな三次元複合材料の様式があるが、本研究においては、面内に強化繊維を配置したのち、層間を補強するために、面内と垂直の板厚方向に強化繊維をパイプと針を使って面内糸を傷つけないように挿入して反対側でループを作り留糸で保持することで三次元化していく三次元織物方式を採用した。図 3 に強化繊維の配置の模式図を示す。この方式を採用したことで、面内方向の強化繊維は従来の二次元積層材と同じ繊維の配向を使えること、複合材料における強化繊維の体積の割合である繊維体積含有率が高く

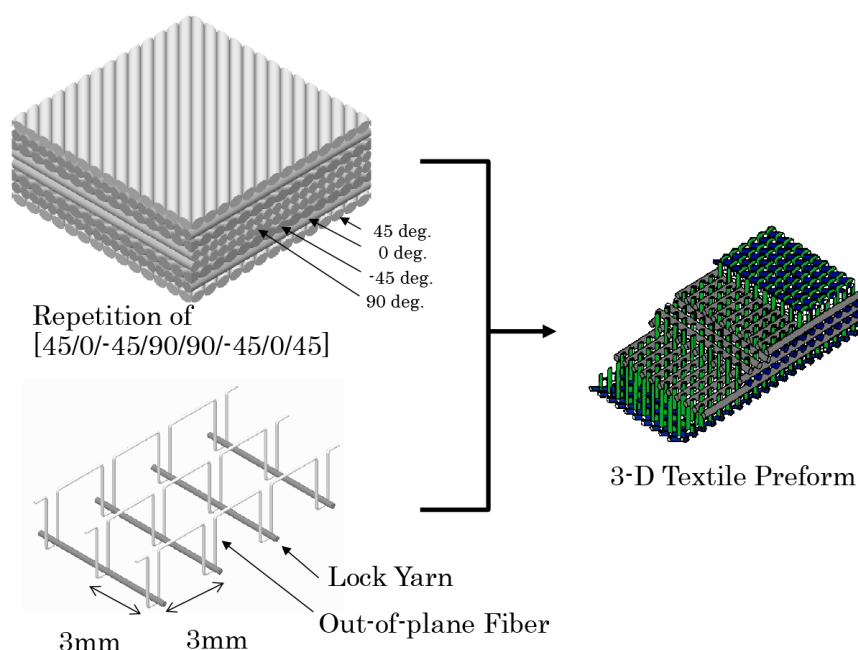


図3 強化繊維の模式図

できること、強化繊維が一体化しているためRTM成形時に樹脂を注入した際に繊維がずれることがないことが利点として挙げられる。

ビスマレイミド系樹脂と組み合わせた場合の基礎的な力学特性が既に取得済みである¹⁴⁾。従来の二次元積層材と比較して、板厚方向の繊維があるため面内の強度が最大 13%低下するが、層間特性が物性に影響する有孔強度と衝撃後圧縮強度が最大 47%増加することが分かり、その有効性が確認できている。

4. 基礎物性評価

4.1 基礎物性評価の方針

複合材料の力学特性を把握する上で基礎的な物性を評価し基礎データを蓄積した。まずポリシアネート系樹脂のセールスポイントの一つである吸湿量が少ないことを確認した後、様々な評価方法

の中で、基本的なものとして、①引張試験、②有孔引張試験、③有孔圧縮試験、④層間せん断試験の各試験を実施することとした。

なお、複合材料の基礎的な試験としては、その他に圧縮試験、衝撃後圧縮試験、継ぎ手試験、ベアリング試験などが挙げられる。衝撃後圧縮試験は材料選定にはよく用いられるが設計データには反映しにくいこと、継ぎ手試験やベアリング試験は使用される対象部位がある程度決まってから、その部位に応じた形状と寸法で実施されることから今回の基礎物性の評価から除外することとした。現在計画・実施中の項目もあるが、それらについては別の機会に報告することとする。

4.2 成形

基礎物性評価で用いた試験片については、強化繊維は東レ株式会社製中弾

性炭素繊維 T700 とした。株式会社豊田自動織機で強化繊維を織物化したプリフォームを製作し、富士重工業株式会社で RTM 法により樹脂を含浸し成形した。耐熱樹脂はポリシアネート系樹脂 (FSD-M-08178) を使用した。成形は硬化温度 180℃で行い、必要に応じてポストキュアを行った。なお、繊維体積含有率は 55%を目標として成形した。

試験板を成形後、切削および端面の研磨加工を行い所定の試験片の形状に仕上げた。なお、板厚方向の強化繊維に注意して、切り出し位置を調整している。

製作した試験片については、全数の外観検査を行ない、目視により、試験片の表裏面および端面にボイド、割れ等の不具合がないことを確認した。

4.3 吸湿特性

ポリシアネート系樹脂は吸湿量が少ないことがセールスポイントの一つであるので、吸湿特性を確認した。

吸湿特性の確認に用いた試験片は、積層構成が $[+45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}]_{2s}$ の合計 16ply である。板厚方向の水分の分布の影響をできるだけ減らすため板厚は約 2.2mm と薄くしている。試験片の寸法と形状を図 4 に示す。試験片の重量は約 35g である。

試験片受領時の吸湿量が不明なため条件を揃える目的で脱湿を施した。重量計測後、ヤマト科学株式会社製真空定温乾燥器 ADP300 で 110℃, 0.1 気圧以下に保持した。一定時間ごとに取り出し重量を測定し、重量変化をみたところ、

48 時間経過したところで重量がほぼ一定に達したので脱湿が完了したと判断した。

試験片の吸湿率 γ (%) を式 1 のように定義した。ここで W は試験片の重量(g), W_0 は試験片の基準の重量(g) で、ここでは脱湿後の重量を基準とした。

$$\gamma = \frac{W - W_0}{W_0} \times 100 \quad (1)$$

なお、重量測定は島津製作所製電子天秤 AUW-220D を用いて分解能 1mg で測定した。

試験片の吸湿は高温水槽と室温水槽の二つで実施した。高温水槽で吸湿させる試験片は、水温 75℃に設定した自然循環式恒温水槽 (アズワン株式会社製スクエアウォーターバス SWB-22A) に試験片同士が重ならないように注意して浸した。室温水槽で吸湿させる試験片は、アクリル製水槽に試験片同士が重ならないように注意して浸した。空調を入れていない部屋に放置しているため、室温は外気温に従い変化している。恒温水槽に入れた高温吸湿用試験片を図 5 に、アクリル水槽に入れた室温吸湿用試験片を図 6 にそれぞれ示す。なお、吸湿させる水は水道水を使用している。また、参照データとして、試験片を室温乾燥庫 (エクアールシー株式会社製マックドライ MCU-201) に入れ、相対湿度 3%以下の室温環境で保管して吸湿した試験片と比較した。高温での吸湿は 5,000 時間実施し、室温での吸湿は 13,481 時間実施している。定期的に取り出し、試験片表面の水分をペーパータオルで除去したのち、一定時間経過後

(5 分)に、重量を計測し重量変化を記録した。また、高温での吸湿中は 10 分毎に水温を計測してデータロガー(株式会社佐藤計量器製作所製記憶計 SK-L200TII)に記録した。高温水槽は時々給水したので一時的に水温が下がることはあるが、ほぼ 75~80℃を保っていたのに対して、室温水槽は室温の変化に連動し夏期は 32℃あたり、冬季は 9℃あたりまで日中と夜間の変化も含め変動しながら推移している。なお、試験片は高温水槽には 4 本、室温水槽には 3 本、参照用の室温乾燥庫には 2 本それぞれ用いた。

吸湿率の時間変化を図 7 に示す。横軸に吸湿を始めてからの時間(hrs.)を、縦軸に吸湿率(%)を示している。図中の折れ線は高温水槽の試験片、室温水槽の試験片、室温乾燥庫の試験片の重量変化の平均値である。試験片は徐々に吸湿し時間とともに吸湿率が増加していくが初期の吸湿が早く、吸湿するに従い吸湿率の増加が遅くなる傾向であったが、まだ飽和に達しているとは考えていない。

試験した範囲の時間の範囲内では、最大吸湿率は高温水槽で 0.91%、室温水槽で 0.67%、室温乾燥庫で 0.12%となった。

ポリイミド系の耐熱樹脂 PMR-15 が同じ 75℃の水槽で 600 時間浸したところ約 1.5%吸湿したと報告されている¹⁵⁾。またエポキシ樹脂が 2 から 3%の吸湿をされるとされており、本ポリシアネート系樹脂の吸湿しにくいという傾向が確かめられたと考えている。

高温水槽での吸湿と室温水槽での吸湿の違いについては、吸湿現象がフィックの拡散則に従うと仮定すると簡易的には時間の対数に比例すると考えられる。図 8 に横軸を時間の対数で表した図を示す。やや波打っているがほぼ直線に乗ると言ってもよいと考えている。直線を延長して室温で水に浸した試験片が、高温で 5,000 時間浸して 0.91%に達した吸湿率にたどりつく時間に換算すると約 40,000 時間と求められ、温度の違いにより時間が約 8 倍に引き伸ばされることが予想される。

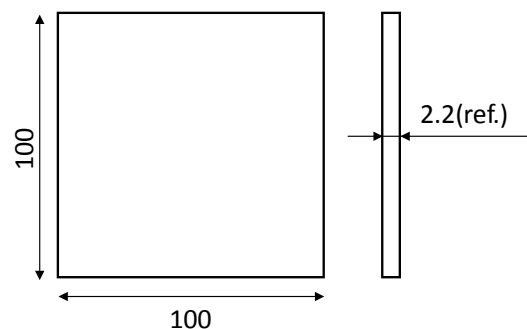


図 4 試験片の形状と寸法

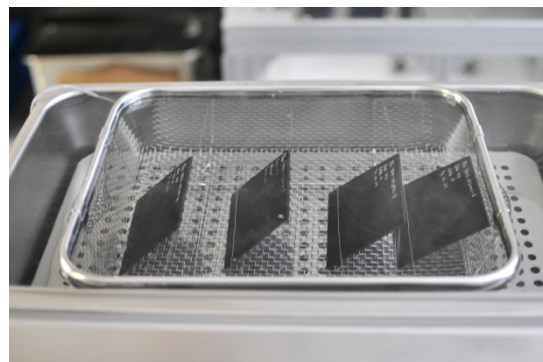


図 5 高温水槽内の試験片

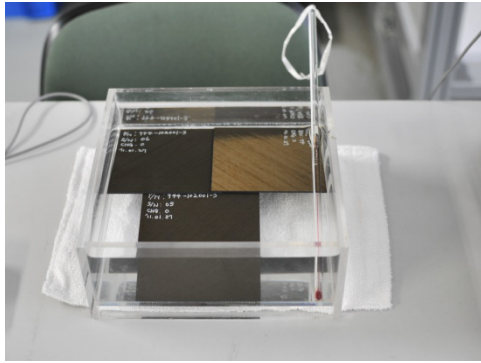


図 6 室温水槽内の試験片

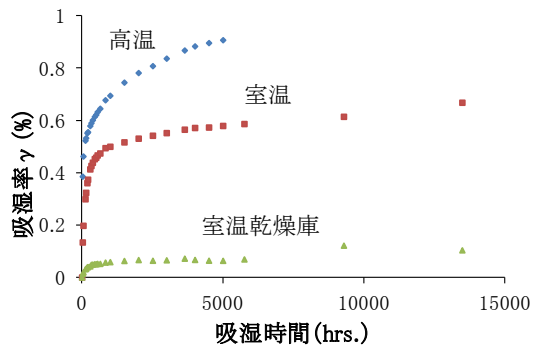


図 7 吸湿率の時間変化

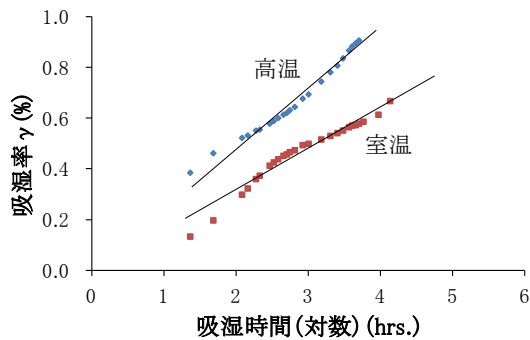


図 8 吸湿率の時間変化(対数)

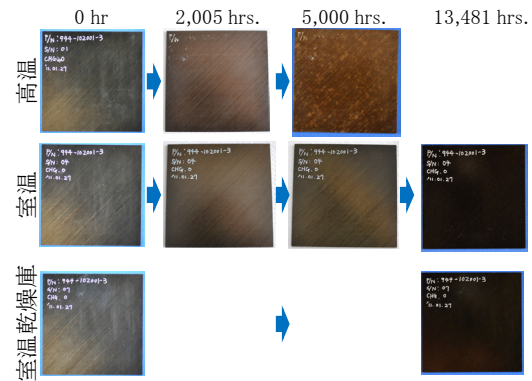


図 9 吸湿による試験片表面の変化

吸湿による試験片の表面の変化を図 9 に示す. 初期は樹脂の色が茶色に近い色合いに対して, 吸湿するに従い表面が黒く変色していく様子が分かる. 表面の光沢が無くなり, ざらついているように見えるので, 高温の水に浸したことで樹脂の成分が変化している可能性もある.

4.4 引張試験

引張試験(Non-Hole Tension: NHT)の試験片は, 積層構成が $[+45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}]_{3S}$ の合計 24ply である.

強度試験は JIS K7054-87 に準拠して実施した. 試験片を油圧チャックでつかみ負荷した. 負荷速度は 1.0mm/min.とした. 計測項目はロードセルの荷重値とアクチュエータ変位, 3 本中 1 本の試験片で伸び計によりひずみを計測した. 最大荷重を破壊荷重とした. その時の変位量とひずみ量を求めた. 試験片を治具から取り外し, 破壊モードを確認した. 試験は高温曝露していない健全材を室温で実施した. 高温環境下での試験も

計画したが、タブ材を試験片に貼りつける接着剤の耐熱温度が足りず、タブ材が滑り負荷できなかったため、実施していない。

試験片の寸法と形状を図 10 に示す。試験結果を表 1 に示し、得られた応力－変位線図を図 11 に、応力－ひずみ線図を図 12 にそれぞれ示す。

取得した破壊荷重を試験片毎の断面積で除して破壊応力とした。標準偏差を平均値で除した変動率(%)が小さいことから、破壊応力のばらつきは少ないと考えている。N 数は 3 である。試験後の試験片の写真を図 13 に示す。

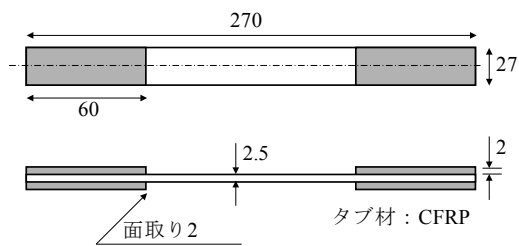


図 10 NHT 試験片の形状と寸法

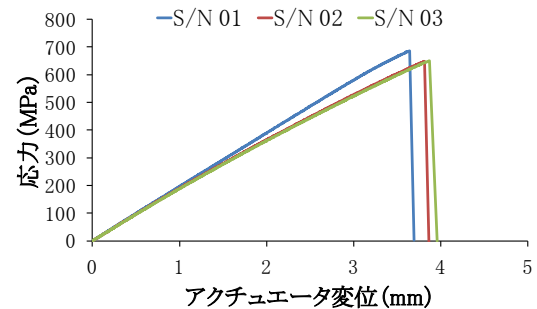


図 11 NHT 試験の応力－変位線図

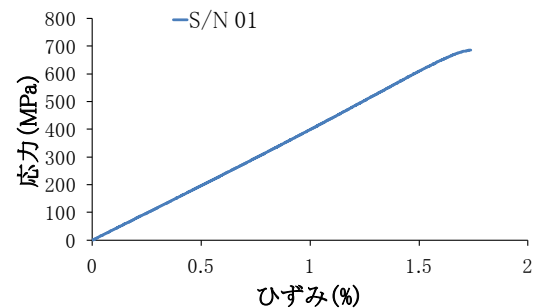


図 12 NHT 試験の応力－ひずみ線図

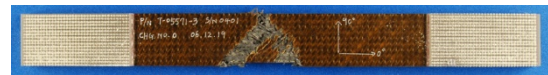


図 13 試験後の試験片

表 1 NHT 試験結果

試験片	破壊応力(MPa)
S/N 01	687.2
S/N 03	649.7
S/N 05	650.5
平均	662.5
変動率	3.2%
縦弾性率	39.1 GPa

4.5 有孔引張試験

有孔引張試験 (Open Hole Tension: OHT) の試験片は、積層構成が $[+45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}]_{3S}$ の合計 24ply である。

孔開け加工を含む試験片形状に加工した後、高温曝露を実施した。試験片受領時の吸湿量が不明なため条件を揃える目的で脱湿を施した。重量計測後、ヤマト科学株式会社製真空定温乾燥器 ADP300 で 110°C 、0.1 気圧以下に 48 時間保持した。あらかじめ同様な形状の

表 2 OHT 試験結果

試験温度(°C)	RT	180	RT	RT	RT	RT	RT	RT	RT	RT	RT
曝露温度(°C)	-	-	180	180	180	180	195	195	195	195	195
曝露時間 (1,000hrs.)	0	0	1	3	7.8	15	1	1.8	3	7.8	15
破壊応力 (MPa)	393	443	394	424	427	353	427	426	455	349	246
変動率(%)	1.4	4.1	2.9	2.3	-	1.0	5.7	0.3	3.1	-	0.2

もので重量変化を調べ、重量変化が落ち着いたことを確認して脱湿する時間を決定した。脱湿完了後、すみやかに重量を計測し、その重量を基準に重量変化を測定した。重量測定は島津製作所製電子天秤 AUW-220D を用いて分解能 1mg で測定した。高温曝露はエスベック社製 PH-401 または同等品で実施した。

環境槽に投入後、規定温度に達した時間を曝露開始時間とした。環境槽内では強制空気循環でほぼ均一な温度が実現されているが、試験片近傍に設置した熱電対で温度を計測し、ほぼ 1°C 以内であることを確認している。定期的に取り出し、一定時間経過後(10 分)に、重量を計測し重量変化を記録した。15,000 時間まで曝露した。高温曝露が約 2 年間と長期にわたるため、一定時間毎の取りだしは、試験片の全数ではなく一部のみとした。図 14 に曝露時間と試験片の重量の関係を示す。

強度試験は ASTM D5766/5766M に準拠して実施した。試験片を油圧チャックでつかみ負荷した。負荷速度は 1.0mm/min.とした。初期不整を除くた

め、一度軽く負荷を加え、ガタがないこと等を確認した上で問題がなければ、そのまま破壊するまで負荷を加えた。

計測項目はロードセルの荷重値とアクチュエータ変位、一部の試験片では伸び計によりひずみを計測した。高温環境下で試験する場合は、所定の温度±1°Cに試験片に貼付した熱電対の温度が達してから試験を実施した。最大荷重を破壊荷重とした。その時の変位量とひずみ量を求めた。試験片を取り外し、破壊モードを確認した。

試験片の寸法と形状を図 15 に示す。試験結果を表 2 に示し、得られた応力-ひずみ線図を図 16(A)~(K)に示す。

取得した破壊荷重を試験片毎の断面積で除して破壊応力とした。破壊応力のばらつきは少ないと考えている。N 数は 1 から 3 である。代表的な試験後の試験片の写真を図 17(A)~(K)に示す。

未曝露の試験結果に対して、曝露温度 180°Cでは、曝露時間 7,800 時間まで強度が 8%程度まで高くなり、曝露時間 15,000 時間でようやく強度が 10%低下した。曝露温度 195°Cにおいては、曝露時間 3,000 時間までは強度が 15%程度ま

で高くなったが、曝露時間 7,800 時間で低下し、曝露時間 15,000 時間では 40% 近く強度が低下した。曝露時間に対して、強度が上昇し、その後低下する傾向は、ポストキュアのような現象の影響を考えている。

応力—ひずみ線図は、未曝露のものと曝露時間 3,000 時間のものは、ほぼ同じ挙動を示しているが、曝露時間 15,000 時間のものは、負荷初期の立ち上がりから、ほかのものと異なる挙動を示していることが分かる。未曝露の試験片の破壊モードは孔周辺が 45° 方向に割れが入るのに対して、曝露時間 15,000 時間の試験片の破壊モードは孔周辺が変形しているだけで表層に割れが見られず、板厚中央付近の層の繊維が切れたことによる最終破壊と破壊モードも変化してきている。曝露時間が長いものは、破壊モードも孔周辺部の破壊が支配的ではないので、有孔引張強度を取得したことになると言える。

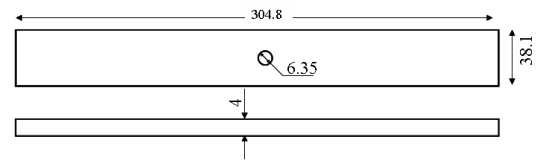
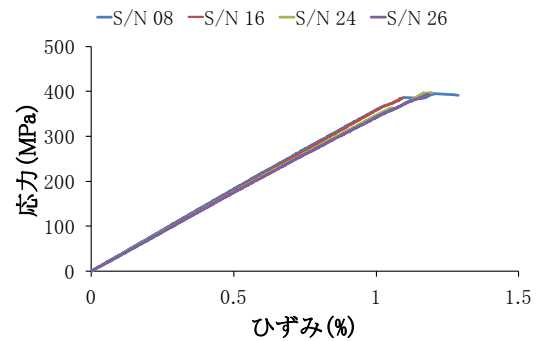
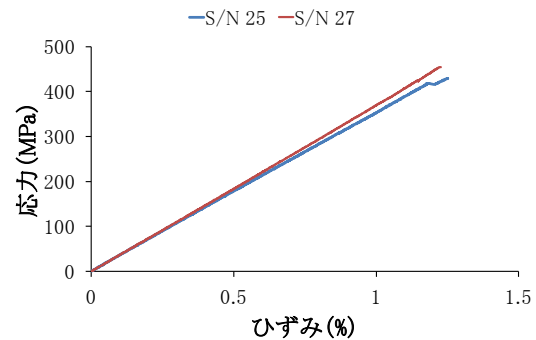


図 15 OHT 試験片の形状と寸法



(A) 未曝露, 室温試験



(B) 未曝露, 180℃試験

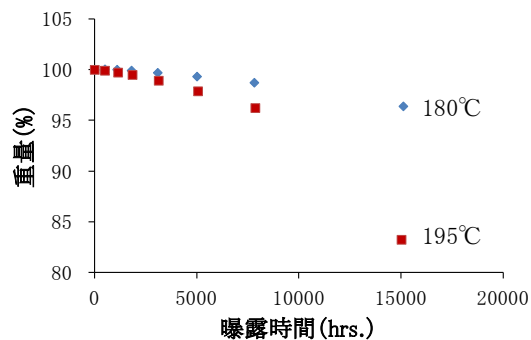
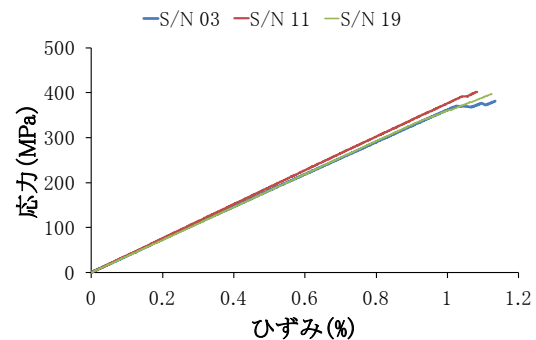
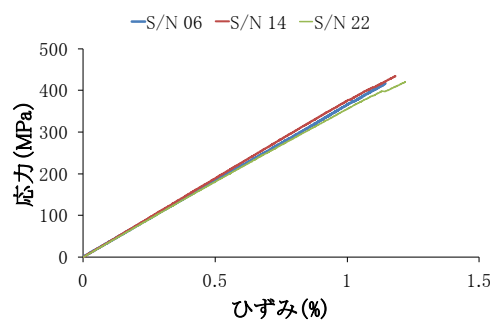


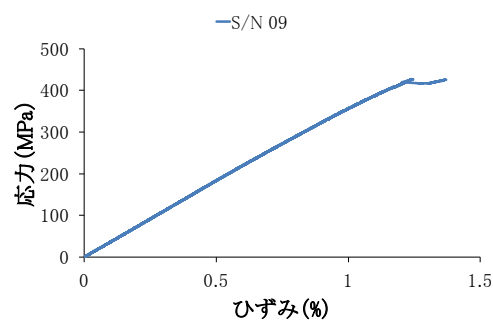
図 14 曝露時間と試験片の重量の関係



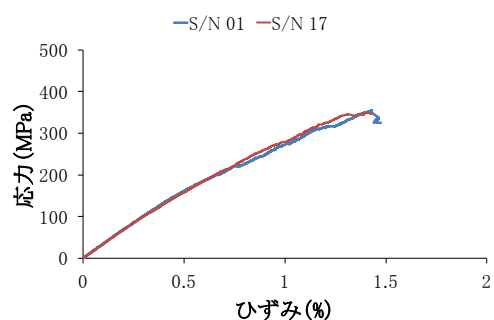
(C) 180℃, 1000 時間曝露, 室温試験



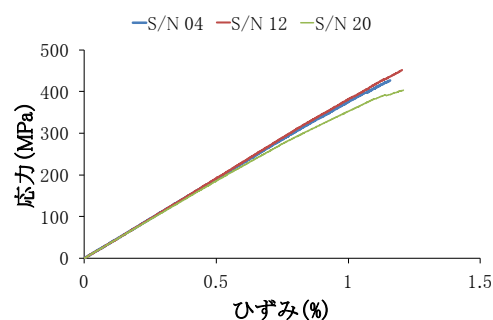
(D) 180°C, 3000 時間曝露, 室温試験



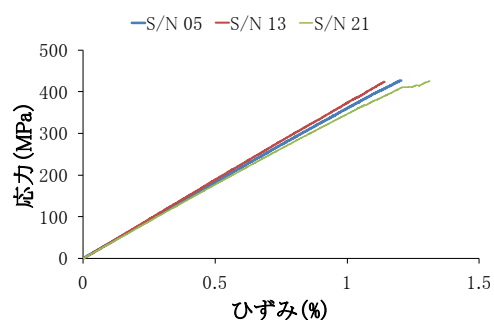
(E) 180°C, 7800 時間曝露, 室温試験



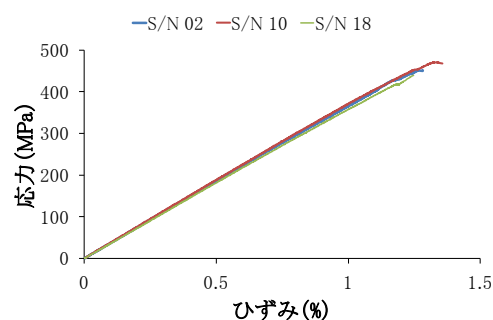
(F) 180°C, 15000 時間曝露, 室温試験



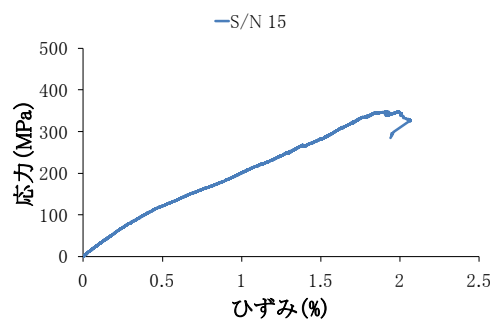
(G) 195°C, 1000 時間曝露, 室温試験



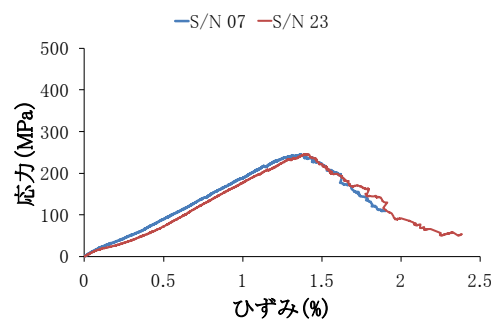
(H) 195°C, 1800 時間曝露, 室温試験



(I) 195°C, 3000 時間曝露, 室温試験

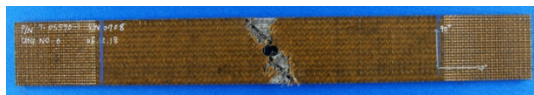


(J) 195°C, 7800 時間曝露, 室温試験

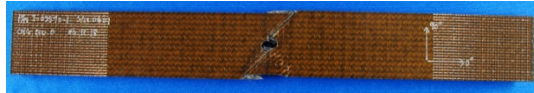


(K) 195°C, 15000 時間曝露, 室温試験

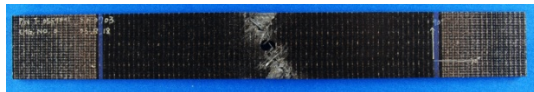
図 16 OHT 試験の応力—ひずみ線図



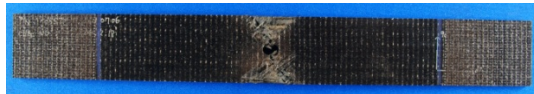
(A) 未曝露, 室温試験



(B) 未曝露, 180℃試験



(C) 180℃, 1000 時間曝露, 室温試験



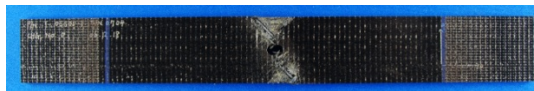
(D) 180℃, 3000 時間曝露, 室温試験



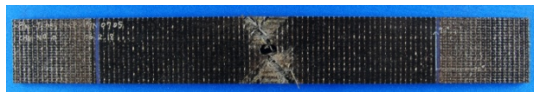
(E) 180℃, 7800 時間曝露, 室温試験



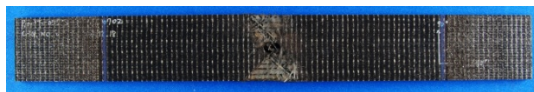
(F) 180℃, 15000 時間曝露, 室温試験



(G) 195℃, 1000 時間曝露, 室温試験



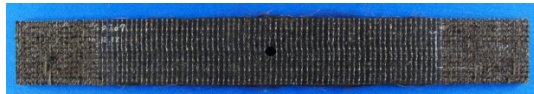
(H) 195℃, 1800 時間曝露, 室温試験



(I) 195℃, 3000 時間曝露, 室温試験



(J) 195℃, 7800 時間曝露, 室温試験



(K) 195℃, 15000 時間曝露, 室温試験

図 17 試験後の試験片

4.6 有孔圧縮試験

有孔圧縮試験 (Open Hole Compression: OHC) の試験片は, 積層構成が $[+45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ/45^\circ]_3$ の合計 24ply である。

孔開け加工を含む試験片形状に加工した後, 高温曝露を実施した. 試験片受領時の吸湿量が不明なため条件を揃える目的で脱湿を施した. 重量計測後, ヤマト科学株式会社製真空定温乾燥器 ADP300 で 110°C , 0.1 気圧以下に 48 時間保持した. OHC 試験片はほぼ OHT 試験片と同じ形状と寸法のため, 同じ条件とした. 脱湿完了後, すみやかに重量を計測し, その重量を基準に重量変化を測定した. 重量測定は島津製作所製電子天秤 AUW-220D を用いて分解能 1mg で測定した. 高温曝露はエスベック社製 PH-401 または同等品で実施した.

環境槽に投入後, 規定温度に達した時間を曝露開始時間とした. 環境槽内では強制空気循環でほぼ均一な温度が実現されているが, 試験片近傍に設置した熱電対で温度を計測し, ほぼ 1°C 以内であることを確認している. 定期的に取り出し, 一定時間経過後 (10 分) に, 重量を計測し重量変化を記録した. 3,000 時間まで曝露した. 図 18 に曝露時間と試験片の重量の関係を示す.

強度試験は ASTM D6484 に準拠して実施した. 治具取り付けはトルクレンチで所定のトルクで締め付けた. トルク値は 5Nm とした. 試験片と治具をあわせて油圧チャックでつかみ圧縮荷重を負荷した. 負荷速度は 1.0mm/min とした. 初期不整を除くため, 一度軽く負荷を加え,

ガタがないこと等を確認した上で、問題がなければそのまま破壊するまで負荷を加えた。計測項目はロードセルの荷重値とアクチュエータ変位、一部の試験片では伸び計によりひずみを計測した。高温環境下で試験する場合は、所定の温度 $\pm 1^{\circ}\text{C}$ に試験片に貼付した熱電対の温度が達してから試験を実施した。最大荷重を破壊荷重とした。その時の変位量とひずみ量を求めた。試験片を治具から取り外し、破壊モードを確認した。

試験片の寸法と形状を図 19 に、治具を図 20 に示す。試験結果を表 3 に示し、得られた応力-ひずみ線図を図 21(A)~(J)に示す。

取得した破壊荷重を試験片毎の断面積で除して破壊応力とした。破壊応力のばらつきは少ないと考えている。N 数 2 から 4 である。代表的な試験後の試験片の写真を図 22(A)~(J)に示す。

いずれの曝露温度においても、未曝露の試験結果に対して、500 時間曝露したものおよび 1,000 時間曝露したものの方が 5%程度高い試験結果が得られている。曝露温度 195°C のみさらに長時間曝露しており、1,750 時間曝露したものでは 15%程度低下し、3,000 時間曝露したものではほぼ半分の強度しか得られなかった。

このような曝露時間に対して、強度が上昇し、その後低下する傾向の理由としては、高温で曝露することで、試験片内

の未硬化の樹脂が硬化することで全体の剛性・強度が上がる、いわゆるポストキュアのような現象の影響と考えている。曝露温度 150°C 、 180°C では、曝露時間が少ないため、まだ強度が上昇していく途上にあるが、硬化速度が速い曝露温度 195°C の場合は、未硬化の樹脂の硬化が完了し、あとは樹脂が分解していくだけであるので強度が低下していったと考えられる。

OHC 試験と OHT 試験を比べた場合、曝露時間の強度に及ぼす影響の度合いが異なるのは、OHC 試験が圧縮負荷に対して、OHT 試験は引張負荷による負荷方向の違いのためと考えている。引張負荷の方が、高温曝露で物性が変化しない強化繊維の寄与が大きいためである。

応力-ひずみ線図から負荷初期の荷重立ち上がりの剛性は、曝露時間によらずほぼ同じであるが、強度が低下したものは小さいひずみで非線形挙動を示し、最終ひずみが小さいことが分かる。破壊モードには変化がなかったが、面内の強化繊維同士をつなぎとめる役割の樹脂が曝露により劣化することで、強化繊維間もしくは層間の荷重の伝達ができなくなり小さいひずみで最終破壊を起こしたのではと考えている。樹脂のじん性もしくはせん断強度が低下している可能性が挙げられる。

表 3 OHC 試験結果

試験温度(°C)	RT	180	RT	RT	RT	RT	RT	RT	RT	RT
曝露温度(°C)	-	-	150	150	180	180	195	195	195	195
曝露時間 (hrs.)	0	0	503	1,000	500	1,000	500	1,000	1,773	3,000
破壊応力 (MPa)	275	215	292	280	287	287	281	269	239	130
変動率(%)	4.2	0.9	4.5	0.8	3.3	1.5	5.2	5.5	11.9	2.7

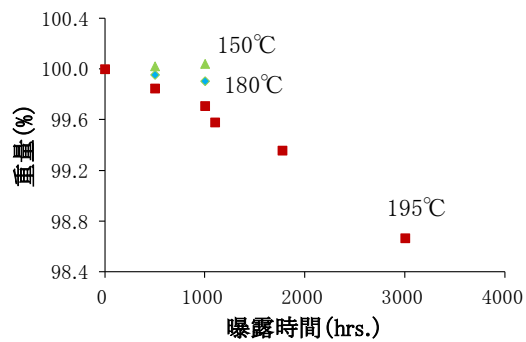


図 18 曝露時間と試験片の重量の関係

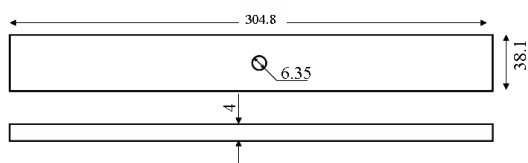


図 19 OHC 試験片の形状と寸法

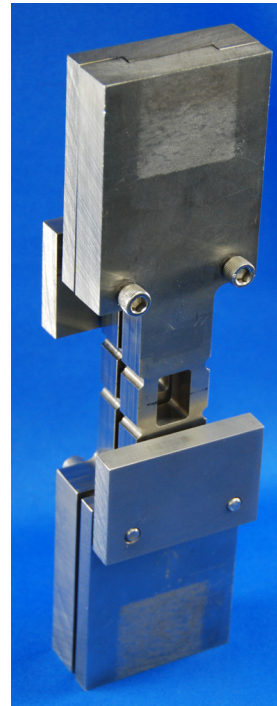
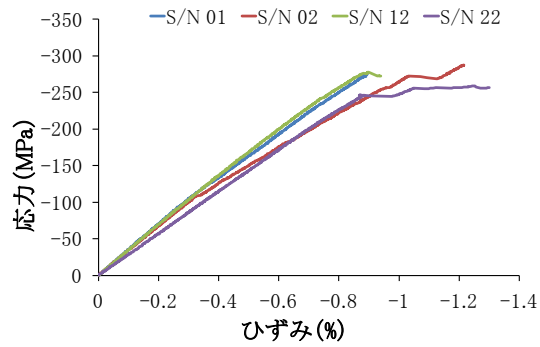
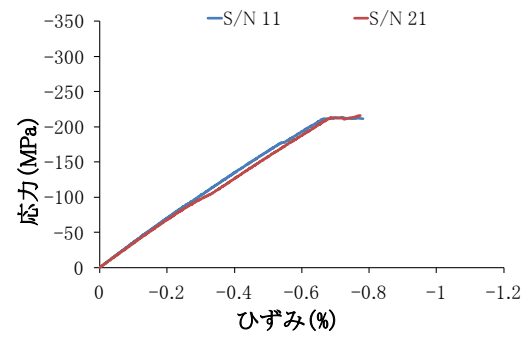


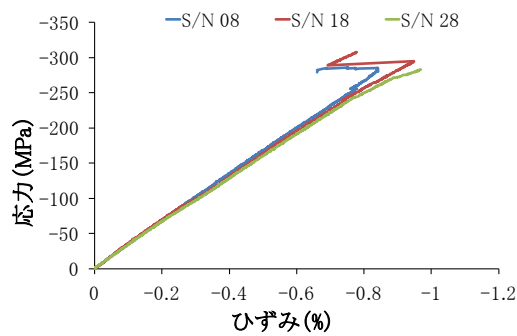
図 20 OHC 試験の治具



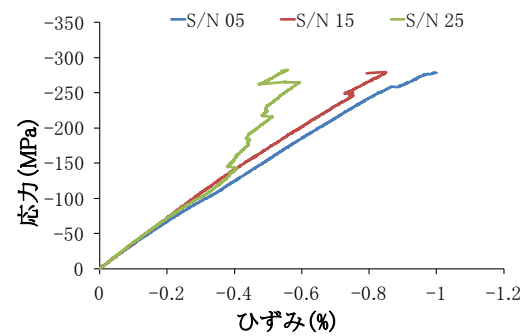
(A) 未曝露, 室温試験



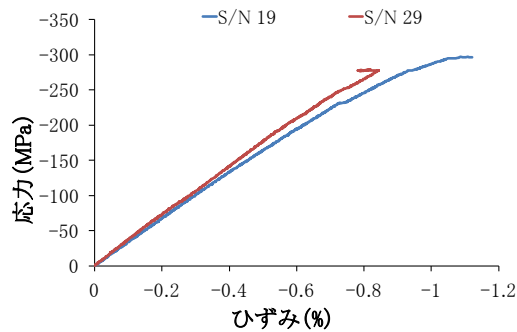
(B) 未曝露, 180°C試験



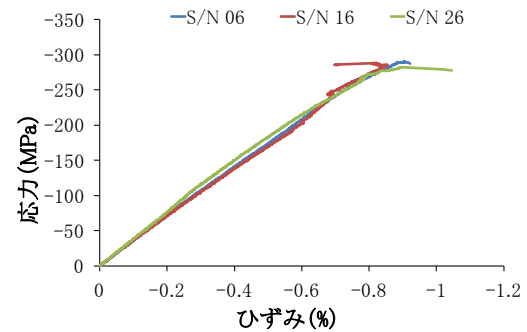
(C) 150°C, 503 時間曝露, 室温試験



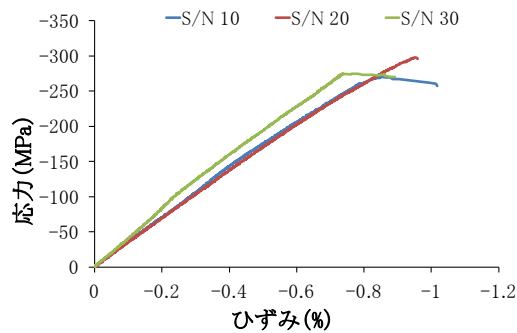
(D) 150°C, 1000 時間曝露, 室温試験



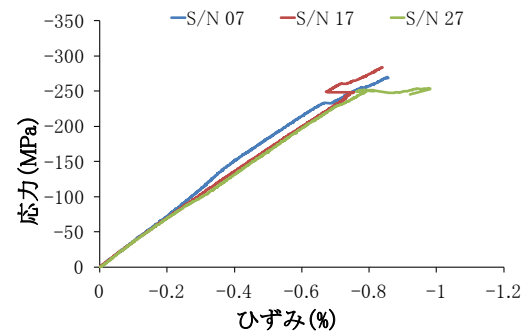
(E) 180°C, 500 時間曝露, 室温試験



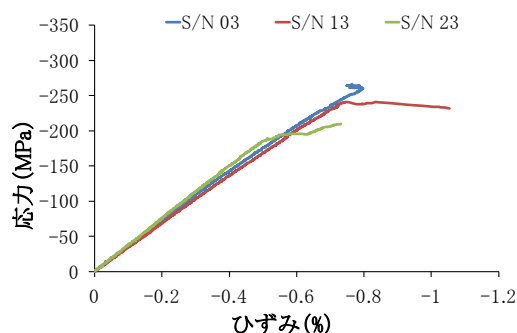
(F) 180°C, 1000 時間曝露, 室温試験



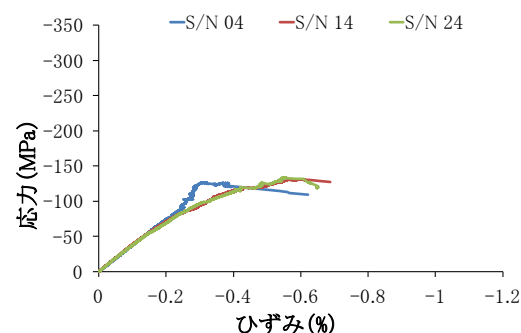
(G) 195°C, 500 時間曝露, 室温試験



(H) 195°C, 1000 時間曝露, 室温試験



(I) 195°C,1773 時間曝露, 室温試験



(J) 195°C,3000 時間曝露, 室温試験

図 21 OHC の応力—ひずみ線図



(A) 未曝露, 室温試験



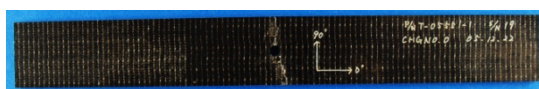
(B) 未曝露, 180°C試験



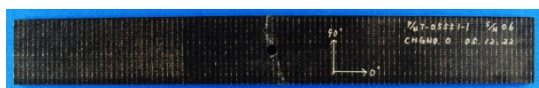
(C) 150°C,503 時間曝露, 室温試験



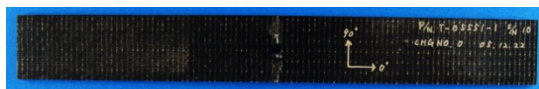
(D) 150°C,1000 時間曝露, 室温試験



(E) 180°C,500 時間曝露, 室温試験



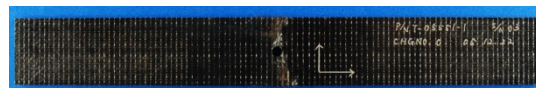
(F) 180°C,1000 時間曝露, 室温試験



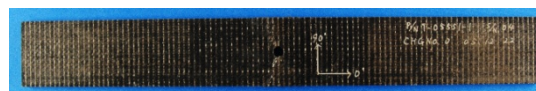
(G) 195°C,500 時間曝露, 室温試験



(H) 195°C,1000 時間曝露, 室温試験



(I) 195°C,1773 時間曝露, 室温試験



(J) 195°C,3000 時間曝露, 室温試験

図 22 試験後の試験片

4.7 層間せん断試験

層間せん断試験 (Double Notch Shear: DNS) の試験片の積層構成は, $[45^\circ/0^\circ_2/-45^\circ/90^\circ_2/-45^\circ/0^\circ_2/45^\circ/0^\circ_2]_s$ の合計 24ply である。

溝加工を含む試験片形状に加工した後, 高温曝露を実施した. 試験片受領時の吸湿量が不明なため条件を揃える目的で脱湿を施した. 重量計測後, ヤマト科学株式会社製真空定温乾燥器 ADP300 で 110°C , 0.1 気圧以下に 48 時間保持した. DNS 試験片は OHC 試験片よりも寸法が小さいため, 脱湿する時間は短くてもよいが, 他の試験と同じ条件にするため 48 時間とした. 重量減少が落ち着いているため, 長めでも問題な

いと判断している。脱湿完了後、すみやかに重量を計測し、その重量を基準に重量変化を測定した。重量測定は島津製作所製電子天秤 AUW-220D を用いて分解能 0.1mg で測定した。高温曝露はエスベック社製 PH-401 または同等品で実施した。

環境槽に投入後、規定温度に達した時間を曝露開始時間とした。環境槽内では強制空気循環でほぼ均一な温度が実現されているが、試験片近傍に設置した熱電対で温度を計測し、ほぼ 1℃以内であることを確認している。定期的に取り出し、一定時間経過後(10 分)に、重量を計測し重量変化を記録した。6,000 時間まで曝露した。図 23 に曝露時間と試験片の重量の関係を示す。

強度試験は、ASTM D5766/5766M に準拠して実施した。治具取り付けはトルクレンチで所定のトルクで締め付けた。トルク値は 0.1Nm とした。試験片を試験機にセットし、圧縮荷重を負荷した。負荷速度は 1.0mm/min. とした。初期不整を除くため、一度軽く負荷を加え、ガタがないこと等を確認した上で、問題がなければそのまま破壊するまで負荷を加えた。計測項目はロードセルの荷重値とアクチュエータ変位を計測した。高温環境下で試験する場合は、所定の温度±1℃に試験片に貼付した熱電対の温度が達してから試験を実施した。最大荷重を破壊荷重とした。その時の変位量を求めた。試験片を治具から取り外し、破壊モードを確認した。

試験片の寸法と形状を図 24 に、治具を図 25 に示す。試験結果を表 4 に示し、

得られた応力－変位線図を図 26(A)～(M)に示す。

取得した破壊荷重を試験片毎の断面積で除して破壊応力とした。破壊応力のばらつきは少ないと考えている。N 数は 3 か 4 である。代表的な試験後の試験片の写真を図 27(A)～(M)に示す。

未曝露の試験結果に対して、いずれの曝露温度についても曝露時間 6,000 時間までの試験結果がすべて高いもしくはほぼ同じ結果が得られた。強度低下が起こらなかった原因としては二つ挙げられる。一つは、OHC、OHT 試験と同様にポストキュアのような現象の影響があったと考えられる。もう一つの要因は、特に曝露時間が長いものに影響を与えるもので、層間の割れと高温曝露により生じた樹脂のマイクロクラックとが、お互いにつながりあうことで全体の割れが生ずることで、割れの面積が多くなり、みかけの強度が上がる影響が大きいと考えられる。ASTM 規格では層間が一つの面で割れることを想定しており、ノッチ間の断面積で最大荷重を除すことで層間強度を求めている。長時間曝露した試験片は多くのマイクロクラックが内在しており、その割れ同士が複雑につながった破壊では、負荷による割れの面積が分からないため、正確な層間強度が求められない。マクロ的には強度が変わらない結果が得られているが、割れの面積が増加していることを考慮すると、層間強度は低下している可能性もあると考える方がよいが正確な値は本試験では求められなかった。

表 4 DNS 試験結果

試験温度 (°C)	RT	180	RT	RT	RT	RT	RT	RT	RT	RT	RT	RT	RT
曝露温度 (°C)	-	-	150	150	150	180	180	180	180	195	195	195	195
曝露時間 (1,000hrs.)	0	0	1	3	6	1	3	4	6	1	2	3	4
破壊応力 (MPa)	47.8	35.9	44.5	55.5	55.5	49.0	54.4	47.1	49.2	49.6	46.5	48.8	50.9
変動率 (%)	3.2	4.6	8.8	3.3	1.6	3.5	7.5	4.1	5.8	5.0	5.0	4.5	0.8

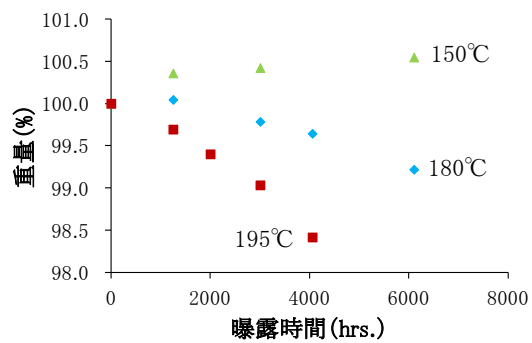


図 23 曝露時間と試験片の重量の関係

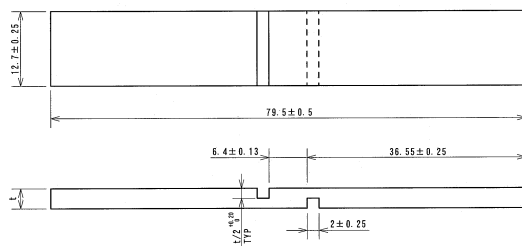
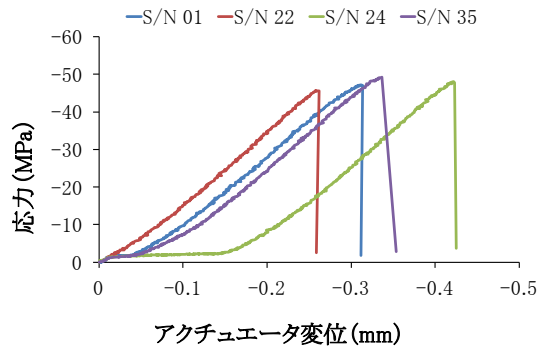


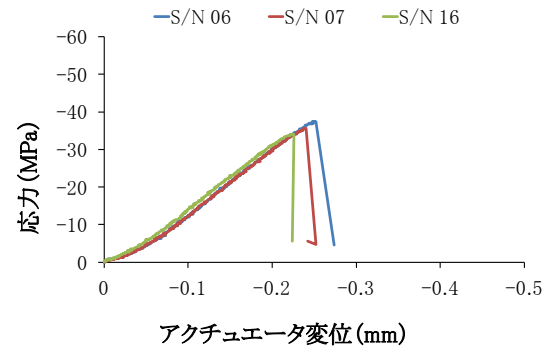
図 24 DNS 試験片の形状と寸法



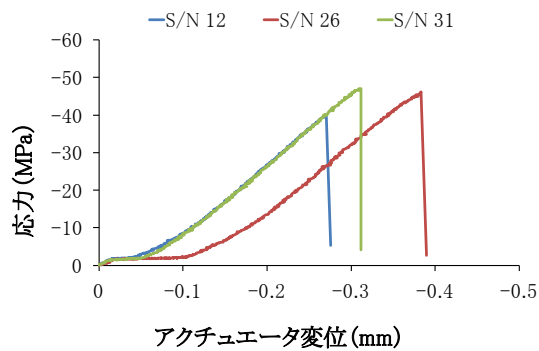
図 25 DNS 試験の治具



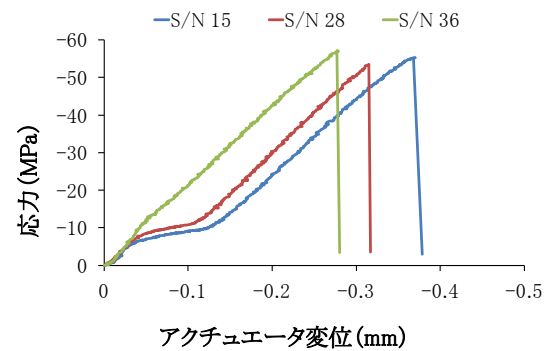
(A) 未曝露, 室温試験



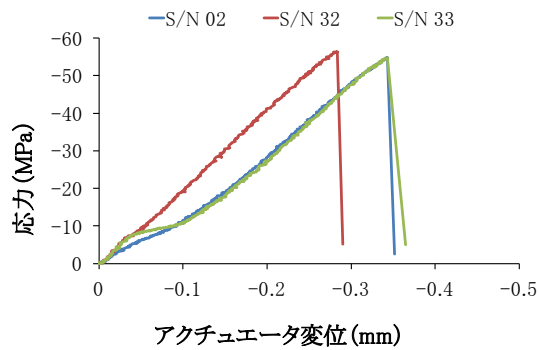
(B) 未曝露, 180°C試験



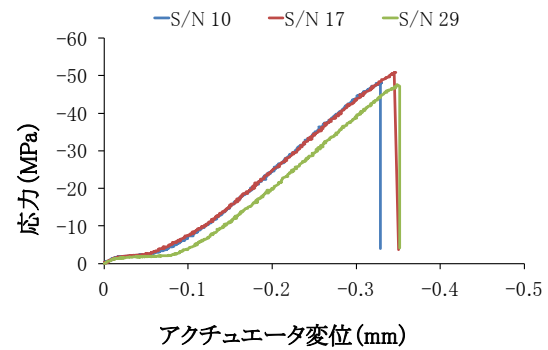
(C) 150°C,1000 時間曝露, 室温試験



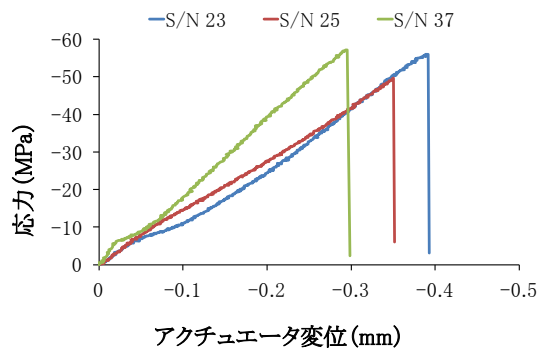
(D) 150°C,3000 時間曝露, 室温試験



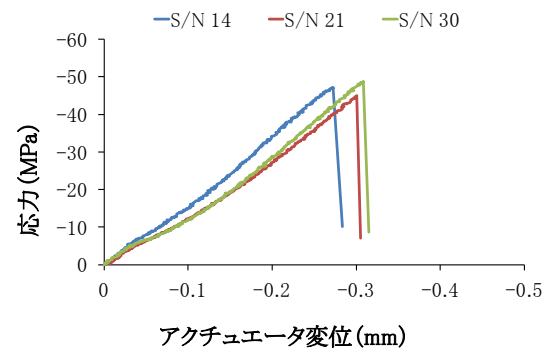
(E) 150°C,6000 時間曝露, 室温試験



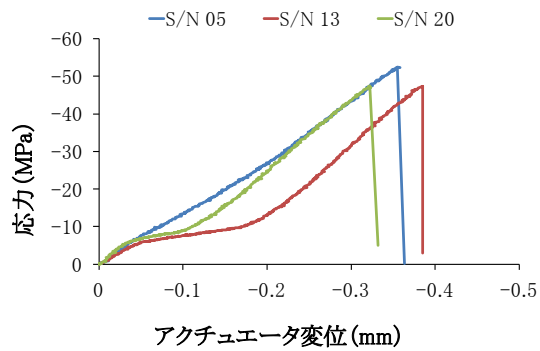
(F) 180°C,1000 時間曝露, 室温試験



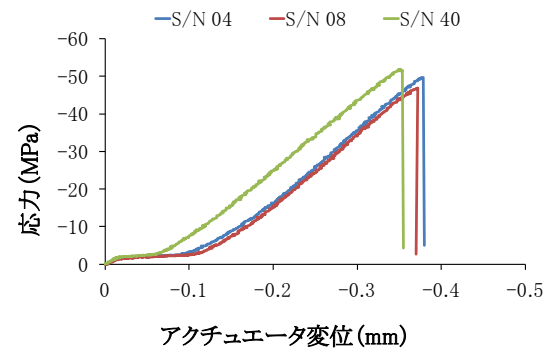
(G) 180°C,3000 時間曝露, 室温試験



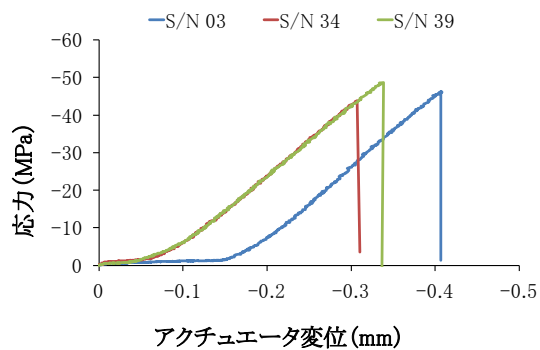
(H) 180°C,4000 時間曝露, 室温試験



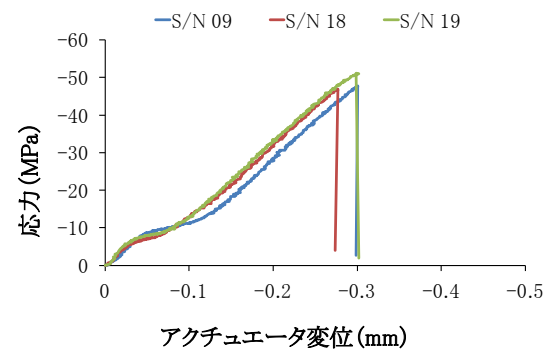
(I) 180°C, 6000 時間曝露, 室温試験



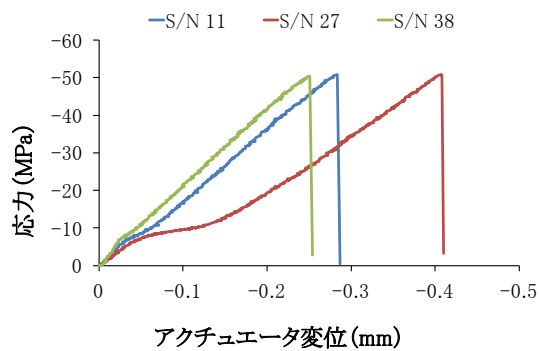
(J) 195°C, 1000 時間曝露, 室温試験



(K) 195°C, 2000 時間曝露, 室温試験

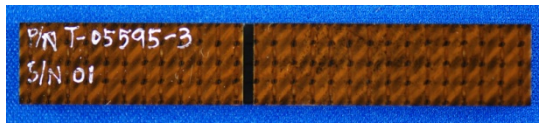


(L) 195°C, 3000 時間曝露, 室温試験

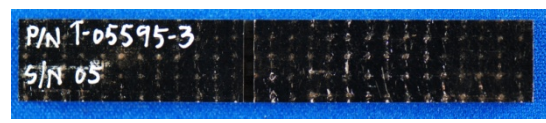


(M) 195°C, 4000 時間曝露, 室温試験

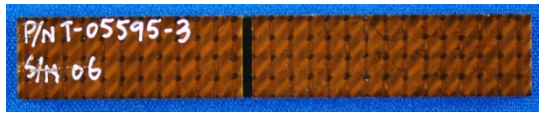
図 26 DNS 試験の応力—変位線図



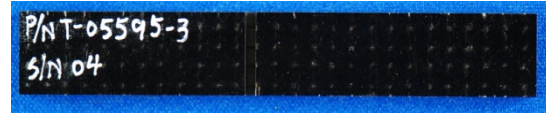
(A) 未曝露, 室温試験



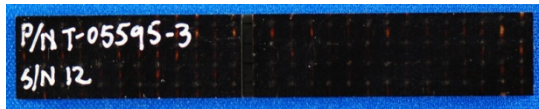
(I) 180°C, 6000 時間曝露, 室温試験



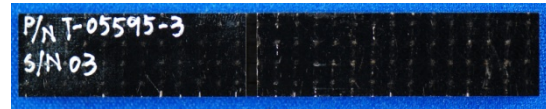
(B) 未曝露, 180°C 試験



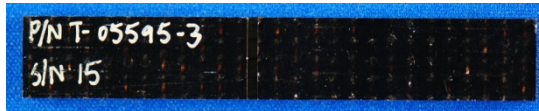
(J) 195°C, 1000 時間曝露, 室温試験



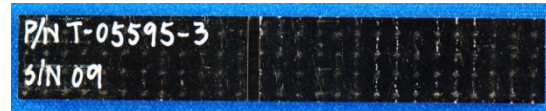
(C) 150°C, 1000 時間曝露, 室温試験



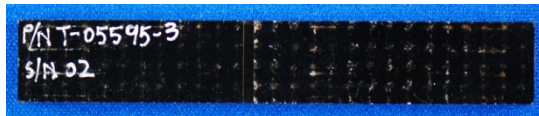
(K) 195°C, 2000 時間曝露, 室温試験



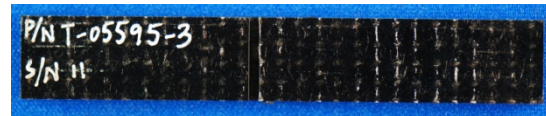
(D) 150°C, 3000 時間曝露, 室温試験



(L) 195°C, 3000 時間曝露, 室温試験



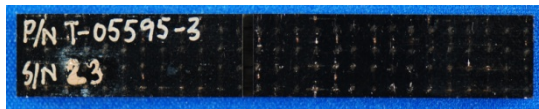
(E) 150°C, 6000 時間曝露, 室温試験



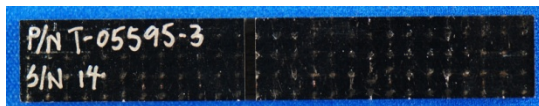
(M) 195°C, 4000 時間曝露, 室温試験



(F) 180°C, 1000 時間曝露, 室温試験



(G) 180°C, 3000 時間曝露, 室温試験



(H) 180°C, 4000 時間曝露, 室温試験

図 27 試験後の試験片

4.8 SEM 観察

強度試験が終了した試験片について、主に高温曝露が試験片表面に与える影響を中心に簡易 SEM で観察した。観察にはキーエンス社製リアルサーフェスビュー顕微鏡 VE-7800 を用いた。繊維と樹脂の界面の接着性の確認のため、1,000 倍以上の倍率で観察したが高温曝露による違いは見られなかったため、主に低倍率(50～200 倍)で観察した。対象が金属のような導電性材料ではないため、加速電圧を1-2KV程度と低く抑えて観察した。

観察する試験片は長時間曝露したもので、強度試験により破壊がそれほど大きくないものが観察しやすいと考え、DNS 試験片とした。ただし DNS 試験では、強度試験後も試験片が二つに分離していないので、破面は側面からのみの観察である。

観察方向の模式図を図 28 に示す。得られた観察結果を図 29, 30 に示す。未曝露の試験片はノッチ間の中央付近でも 0 度層の内部に割れがあり、あらかじめ予想された経路で破壊が進展していた。曝露した試験片では 0 度層の内部ではなく、0 度層と隣接する 45 度層の層間に割れが移り、層間で割れが進展していた。層間せん断強度は得られているが、比較するには注意が必要である。また、曝露時間が長くなると、割れが生じるのに加え、強度試験の際に、その割れが繋がったと思われる複数の割れが長手方向に入っているため、単一の経路ではなくなっている。最大強度をノッチ間の面積で除したみかけのせん断

強度は得られているが、経路が複数あってジグザグになっているので、マイクロせん断強度は、未曝露のものと比較ができない。3,000 時間曝露した試験片では、繊維がばらばらになりかけているように見受けられるので、繊維と樹脂の界面がかなり損傷を受けていると考えられる。試験片表面が高温曝露の影響を受けている状況が分かりやすいが、未曝露では表面に樹脂があり繊維が表面に出ていない。曝露すると、ヘアクラックと深い割れが入ることが分かる。強度試験の際にできた割れの可能性も否定できないが、未曝露のものには見られないことから、曝露中に生じた割れと判断している。割れの密度が高くなるとともに、表面の樹脂が分解して揮発していくためか少しずつ繊維が露出してくる。3,000 時間経過すると、樹脂が固まって取れたような跡が見られるようになる。

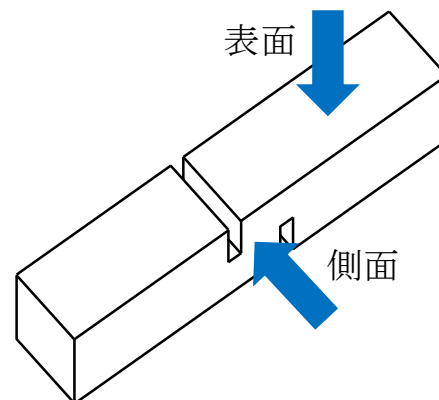
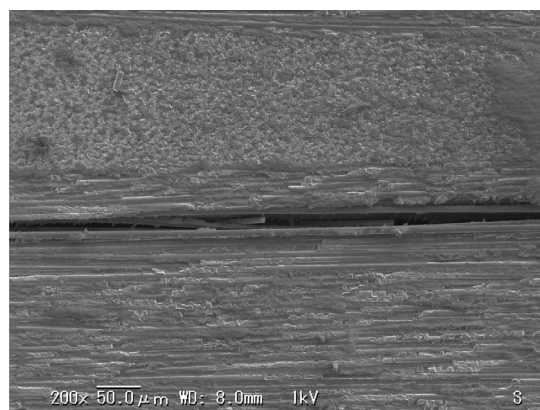


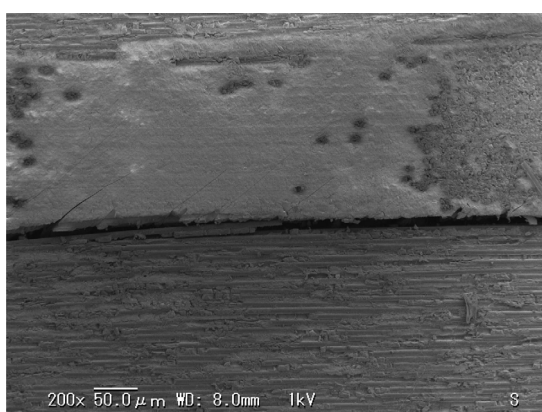
図 28 観察方向の模式図



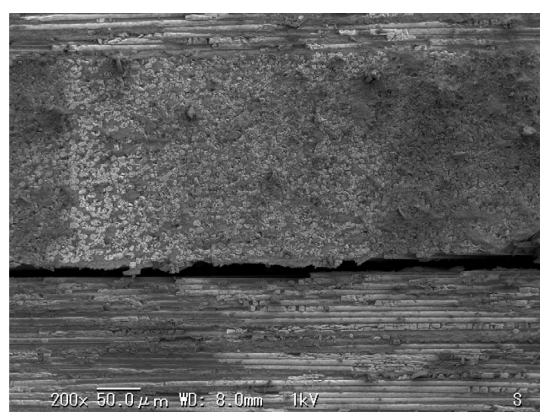
(A) 未曝露, 室温試験



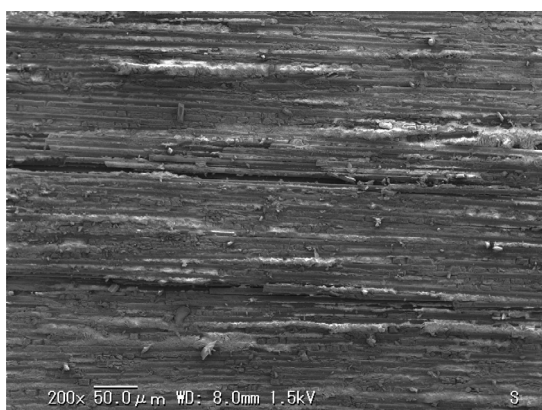
(B) 未曝露, 180°C試験



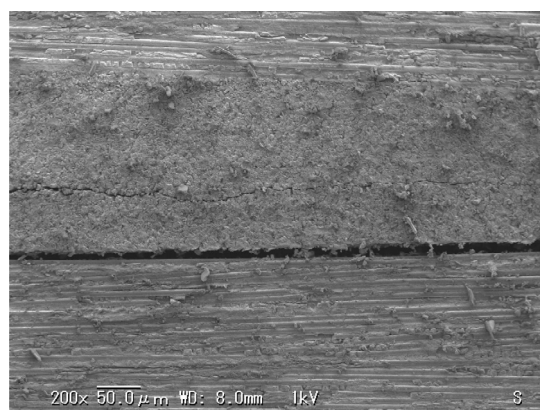
(C) 150°C, 1000 時間曝露, 室温試験



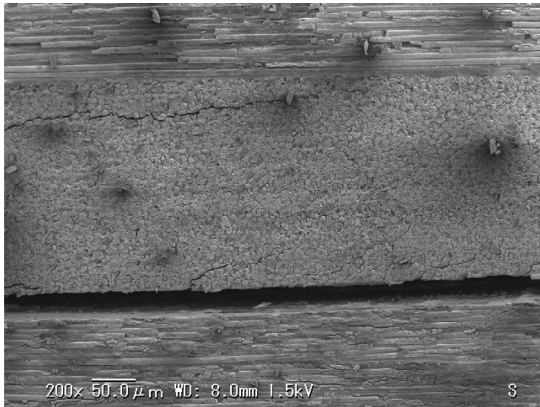
(D) 150°C, 3000 時間曝露, 室温試験



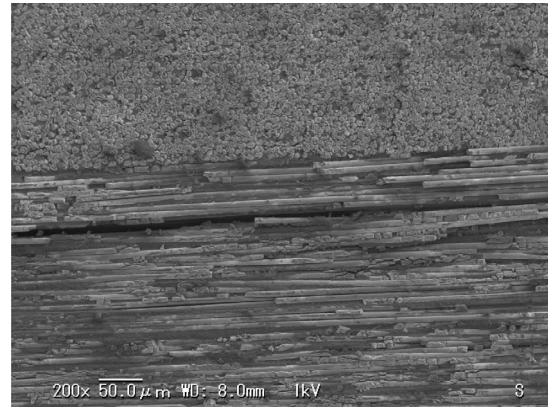
(E) 150°C, 6000 時間曝露, 室温試験



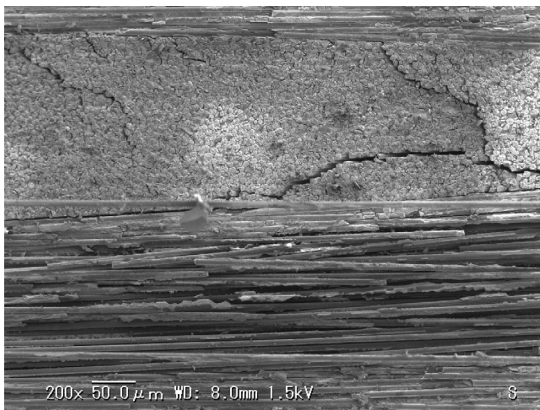
(F) 180°C, 1000 時間曝露, 室温試験



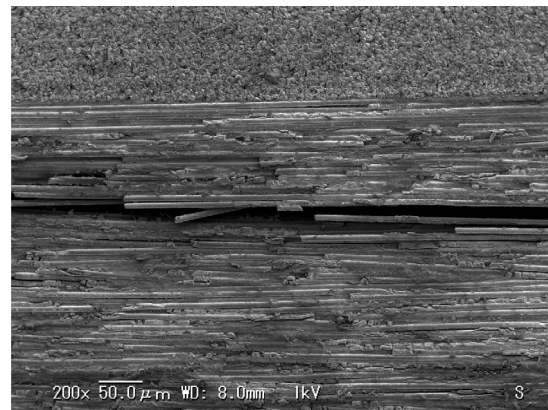
(G) 180°C,3000 時間曝露, 室温試験



(H) 180°C,4000 時間曝露, 室温試験



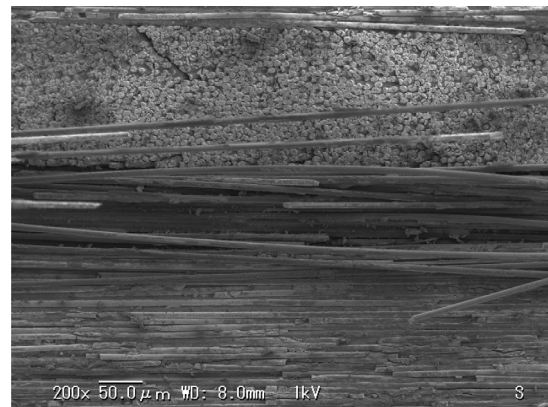
(I) 180°C,6000 時間曝露, 室温試験



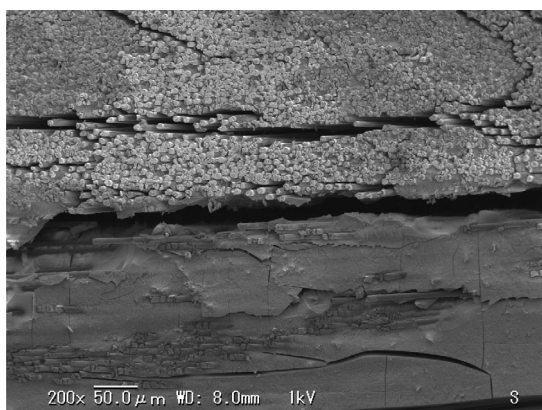
(J) 195°C,1000 時間曝露, 室温試験



(K) 195°C,2000 時間曝露, 室温試験



(L) 195°C,3000 時間曝露, 室温試験

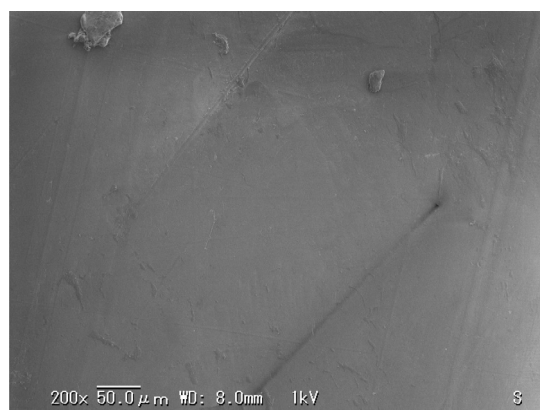


(M) 195°C,4000 時間曝露, 室温試験

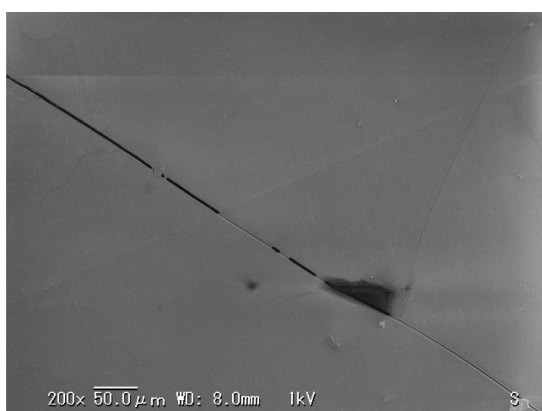
図 29 DNS 試験片(側面)の観察結果



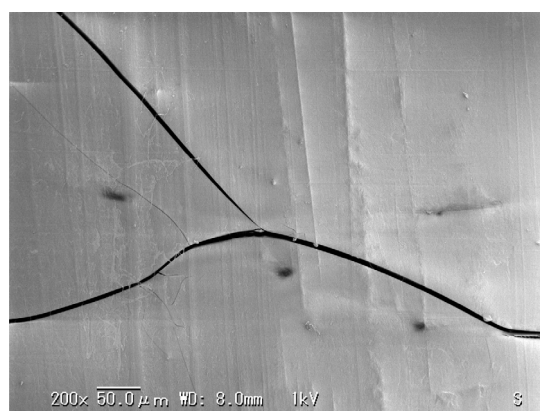
(A) 未曝露, 室温試験



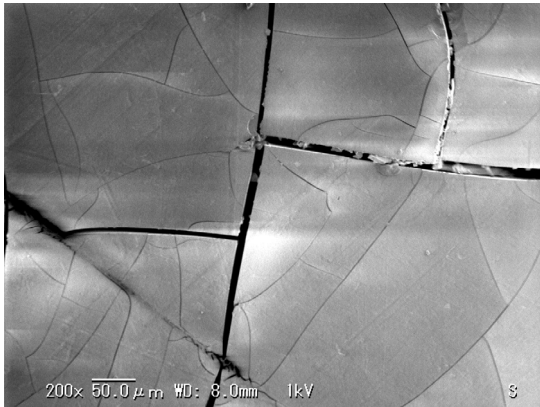
(B) 未曝露, 180°C試験



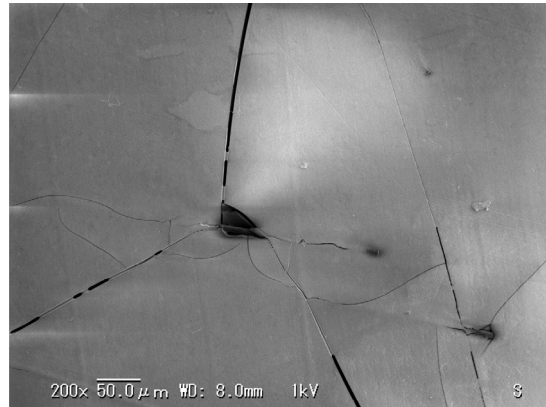
(C) 150°C,1000 時間曝露, 室温試験



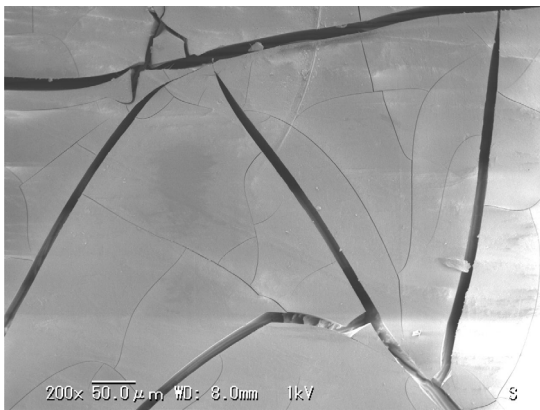
(D) 150°C,3000 時間曝露, 室温試験



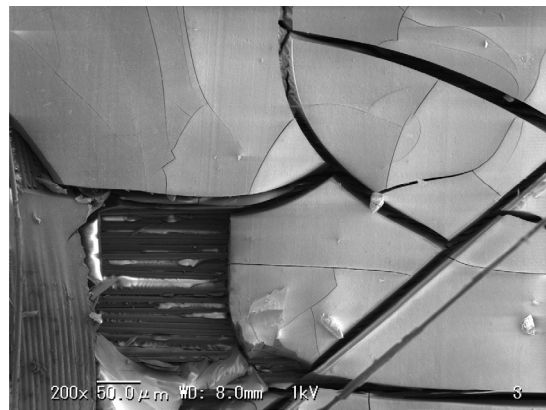
(E) 150°C,6000 時間曝露, 室温試験



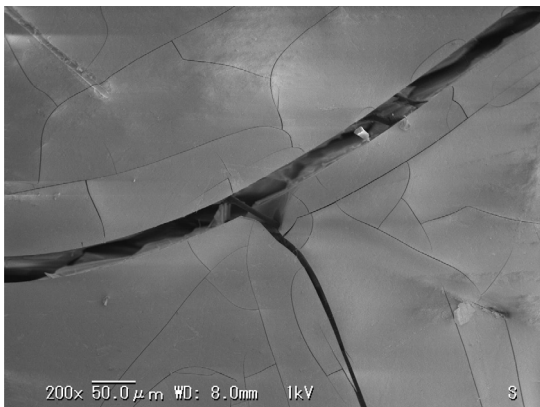
(F) 180°C,1000 時間曝露, 室温試験



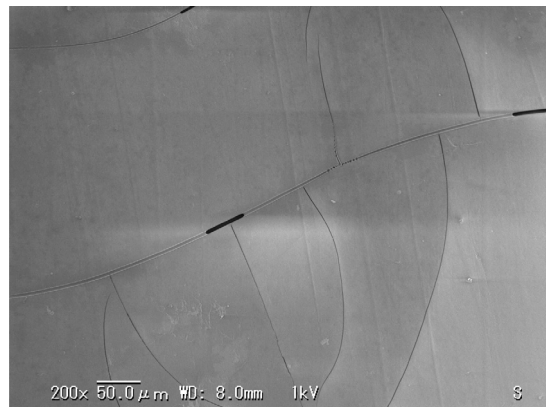
(G) 180°C,3000 時間曝露, 室温試験



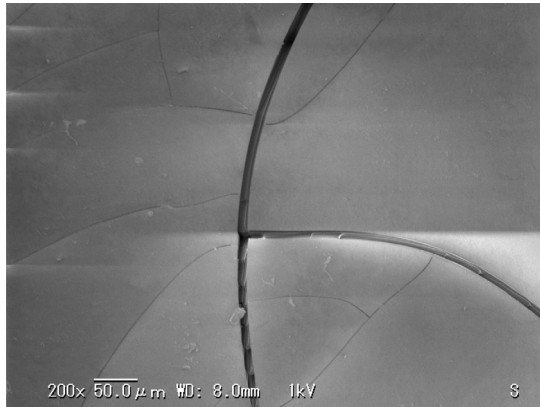
(H) 180°C,4000 時間曝露, 室温試験



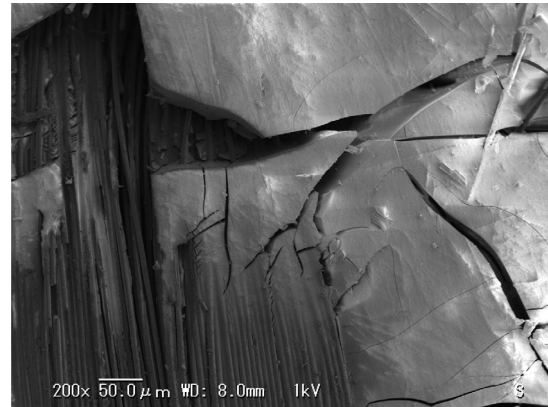
(I) 180°C,6000 時間曝露, 室温試験



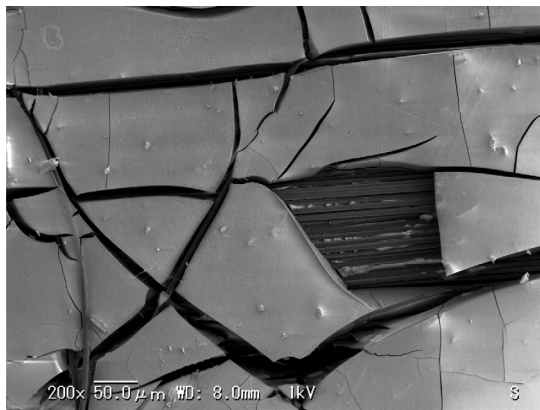
(J) 195°C,1000 時間曝露, 室温試験



(K) 195°C, 2000 時間曝露, 室温試験



(L) 195°C, 3000 時間曝露, 室温試験



(M) 195°C, 4000 時間曝露, 室温試験

図 30 DNS 試験片(表面)の観察結果

4.9 熱分析

高温曝露による樹脂の劣化を詳しく調べるため、高温曝露後の試験片を株式会社日東分析センターで熱分析を実施した。実施した分析は、TG/DTA 法と DSC 法の二つである。分析した試験片は、3D OHT 試験片の未曝露のもの、曝露温度 195°C で 1,000 時間、7,800 時間、15,000 時間曝露したもの合わせて 4 本である。なおいずれの分析も不活性雰囲気(N₂)で実施した。

TG/DTA 法では、500°Cまで加熱し、

樹脂の熱分解反応を重量減少として測定するものである。未曝露と 1,000 時間の試験片では、400°Cを越えたところで熱分解が始まり急に重量が減少する通常の樹脂の反応が観察された。それに対して、7,800 時間の試験片は 150°Cを越えたところで熱分解が始まり、ゆっくりと重量が減少していくことが観察され、物性が変化していることが分かった。15,000 時間の試験片では、予想に反して、明確な熱分解の発生が見られなかった。重量がほとんど減少していないこ

とから、反応可能な樹脂は既に分解して揮発しきっているものと考えられる。

DSC 法では、340℃まで加熱し、吸熱反応を測定するものである。未曝露の試験片の発熱反応が 290℃付近で観察されたことから、硬化温度はおよそ 290℃と推測できる。また未曝露と 1,000 時間の試験片の結果から、ガラス転移点温度は、210℃～220℃前後であることが分かった。195℃で 1,000 時間の曝露では、未曝露のものとはほとんど差が見られなかったことから、硬化が進んだだけであると考えられる。7,800 時間の試験片は揮発成分が多く機器の保護のため 150℃までしか測定できなかったため、特筆すべきことは観察されなかった。15,000 時間の試験片については、ガラス転移点温度が明確には観察されなかったのに加え、90℃～110℃で、吸熱反応が観察された。おそらく水分の蒸発熱と思われるが、強度試験後の保管中の吸湿、DSC 用の試験片作成の際の吸湿、もしくは熱分解による水が残留のいずれかであると推測できるが区別はできない。TG/DTA の結果から分解可能な樹脂が残っていないことが分かっているため、残りの成分は安定な構造をもつと推測できる。そのため、ガラス転移点が 340℃まででは測定できなかったと思われる。

4.10 考察

4.10.1 高温曝露による重量減少

いずれの試験片についても、曝露温度 150℃、180℃については、1,000 時間程度の曝露により重量が 0.1%程度増加する傾向が見られた。

この増加の原因は三つ考えられる。①曝露前の条件を同一にするため、真空乾燥機で 110℃、0.1 気圧以下で 48 時間保持し、脱湿を実施したが、高温曝露は大気循環式の恒温炉で実施したため、空気中の水蒸気を吸湿したことにより重量が増加したことが挙げられる。脱湿していない試験片でも重量が増加することから、吸湿の影響はあるものの、ポリシアネート系樹脂の吸湿量が少ないので、影響は小さいと考えている。②高温曝露中の重量測定は、一旦高温曝露を中断し、試験片を恒温炉から取り出し、室温で 10 分放置し、試験片の温度がほぼ室温に下がった状態で測定しているため、放置中の吸湿により重量が増加したことが挙げられる。恒温炉から取り出してすぐにアルミホイルで覆い保護するなどの運用でカバーしたが、測定中の吸湿もあり、なかなか対処が難しく、影響も大きいと考えている。③樹脂の化学反応により重量が増加した可能性が考えられる。ある耐熱樹脂では、樹脂の酸化により C-H 基が C-OOH 基になることで重量が増加したという報告もあるが、今回用いたポリシアネート系樹脂が酸化反応により重量が増加するか否かについては不明である。樹脂のベンダーの協力を得て、化学反応について調査し、今後の樹脂の改良につなげていきたい。

曝露温度 195℃および 1,000 時間を越えた曝露温度 150℃、180℃については、時間の経過とともに試験片の重量が減少かつ減少率が増す方向であった。OHT 試験片の曝露温度 195℃の試験片では、曝露時間 15,000 時間で約 17%減

少した。繊維含有率の目標値 55-60%から推定した樹脂の重量割合が約 35%程度であることを考えると、ほぼ半分の樹脂が消失していることになる。

曝露温度 195℃程度では、炭素繊維の劣化はほぼないとみなせる。試験片の重量の減少は、高温曝露により試験片が黒色に見た目に変化すること、表面のツヤがなくなり毛羽立つこと、鼻にくる臭いがあること、樹脂の粉状の発生があることなども考慮すると、ポリシアネート系樹脂の酸化分解反応によるものと考えている。具体的には、熱硬化性樹脂の架橋反応が切れる、長い分子鎖が切れる、反応基の酸化反応などにより、発生した低分子量の炭化水素化合物が散逸していくことで、重量が減少していくと考えている。

高温曝露が樹脂に及ぼす影響は、まず熱応力による影響があるが、樹脂の成形温度に近づくため熱応力は緩和されていることから影響は小さいと考えられる。高分子である樹脂が化学反応することによる影響が大きいと考えている。そこで高分子の寿命予測の推測手法を用いて整理していく。樹脂の化学反応は様々な反応の複合であるが、単一の反応で近似できると仮定している。反応率 a に対して、ある一定温度で進行する単一の反応速度式は速度論的モデル関数 $f(a)$ を用いて式 2 のように表わされることが知られている。

$$\frac{da}{dt} = k f(a) \quad (2)$$

ただし、 k は反応速度である。高温曝露

による反応は表面から進んでいくことから界面律速型の反応メカニズムが主であること、反応率の変化する値がせいぜい数%であることから、速度論的モデル関数 $f(a)$ は定数とみなしてよいと考えている。

また、反応速度 k はアレニウス型の温度依存性を示すことが多く、単一の反応に近似できると仮定すると、活性化エネルギーは定数として扱うことができるので、式 3 のように表わされる。

$$k = A e^{\frac{B}{T}} \quad (3)$$

ただし、 A, B : 定数, T : 曝露温度 (絶対温度) である。

重量減少 Δw が化学反応に基づくと仮定すると、重量減少は反応速度 k と時間 t の積に比例することになり、式 4 のように表わせる。

$$\Delta w \propto k t = t A e^{\frac{B}{T}} \quad (4)$$

ただし、 Δw : 重量減少率, t : 曝露時間である。

対数を取ると、式 5 のように表わせる。

$$\log(\Delta w) \propto \log(t) + \log(A) - \frac{B}{T} \quad (5)$$

曝露温度が一定ならば右辺の右 2 項は定数になるので、重量減少率の対数と曝露時間の対数が線形関係を示すことになる。すなわち、重量減少率と曝露時間の両対数グラフが線形関係を示せば、重量減少は仮定したような単一の化学反応に基づくとみなしてよいことになる。ただし、化学反応が複雑ではなく単一の

反応であり、反応の進行にともない変化するなど複雑な挙動はしないものと仮定した上での推定である。

そこで、曝露時間と重量減少率を両対数グラフとして図 31 に示す。重量減少率は式 1 と同様、基準の重量 w_0 で正規化している。重量が増加した測定点は除外しているが、ほぼ右上がりの直線になり、単一の化学反応と同様の挙動を示した。ほぼ同一形状の OHC、OHT 試験片と異なる形状の DNS 試験片のプロットが、同じ曝露温度では同じ直線とみなせることから、表面積と体積の比の違いによる影響は小さいと考えられる。一般には、板厚の厚い試験片では、繊維方向と繊維と直角方向の酸素の拡散率が違うことから、樹脂の酸化や重量減少に違いがみられると言われているが、今回の試験片の結果からは判断できないと考えている。また、曝露温度 180℃と 195℃のプロットが二本の平行する直線になることから、曝露温度による影響が大きいことが分かったとともに、二本の直線のシフト量から曝露時間と重量減少の関係が曝露温度の関数として求められる。

取得したデータ数が少ないこと、本樹脂のみの限定された条件ではあるが、得られたデータからは、高温曝露による反応が変化しない樹脂のガラス転移温度よりも低い温度までであれば曝露温度を上げた加速試験を実施して、実際の曝露温度による影響に換算することが可能となることを示している。航空機の信頼性を保証する上で実時間による環境試験の手間がかかることから、温度を上げることで加速して影響を評価すること

が可能になれば開発コストをおさえることに結びつくと考えている。

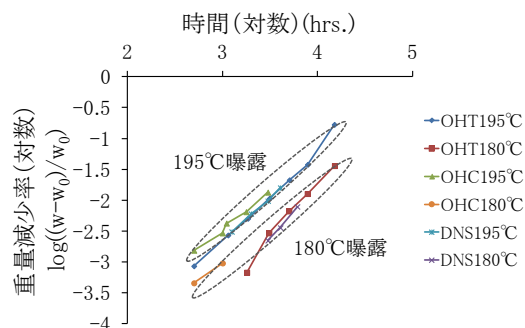


図 31 曝露時間と重量減少率の関係

4.10.2 高温曝露による強度低下

高温曝露による強度低下についてまとめると、試験片の受領時は 100%樹脂の硬化が完了していないため、その後ポストキュアの効果により強度が若干上昇するが、硬化が完了した後は、強度低下が始まることが明らかになった。また、試験方法もしくは着目する物性により強度低下の割合が異なること、試験方法そのものが高温曝露による影響を評価できない可能性があることが分かった。

本試験では、強度が上昇中に高温曝露を終了した試験片が多く、強度低下の結果が得られているものが少ない。参考までに、重量減少と同じ手法で、曝露時間と強度低下率を両対数でプロットすると図 32 に示すようになる。強度低下率は室温の強度を S_0 として正規化している。点数が少ないので正確な判断は難しいが、直線に乗ることから化学反応とみなせること、同じ曝露温度でも同一直線に乗らないことから試験方法の違いは大きいこと、同じ試験方法では、曝露温度に

よる影響は多少見受けられるが差は小さいことが分かった。

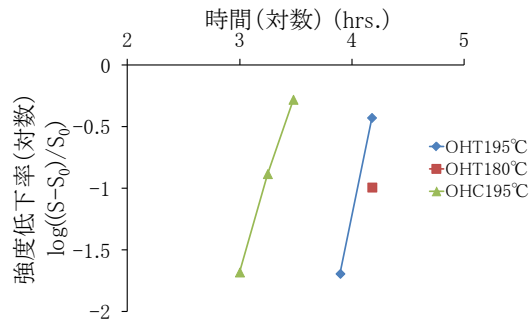


図 32 曝露時間と強度低下率の関係

今後もデータ取得を続け、定量的な評価を行っていく予定である。

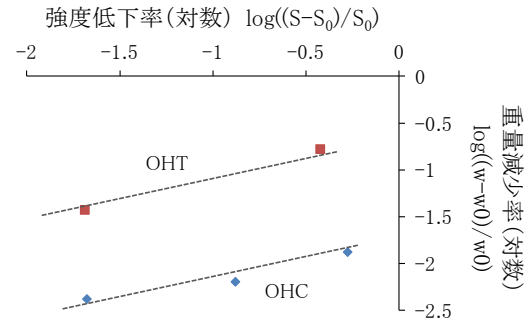


図 33 強度減少率と重量減少率の関係

4.10.3 重量減少と強度低下

一般的には、高温曝露により樹脂が劣化すると、分解したガスが散逸することで重量が減少すると同時に、樹脂の物性が低下するため、複合則を考えれば複合材の強度が低下することは容易に理解できるが、定量的に評価することは難しいと言われている。

本試験の限定された結果であるが、重量減少がプロットで直線になること、同じく強度低下もプロットで直線になることから、相関関係が認められそうであるので、強度減少率と重量減少率を両対数でプロットしたものを図 33 に示す。図中の点線は参考としてプロットした線形近似である。OHC の 195°C で曝露したものと OHT の 195°C で曝露したものが、ほぼ同じ傾きの直線に乗っていることが分かる。試験法の違いによらず重量減少と強度低下の関係が一定の直線に乗ることは、物理的な意味があると考えている。本報告ではプロットされたデータが少ないこともあり、定性的な評価とする。

4.10.4 類似の樹脂との比較

ポリシアネート系樹脂の特性を評価するため、他の耐熱樹脂の特性と比較する。JAXA が過去に高温曝露した実績のあるポリイミド系樹脂 PETI-RTM で同じ曝露温度 180°C のものがあるので、その重量減少の結果と比較した。PETI-RTM の試験片は、長さ 77mm のダンベル状の圧縮試験片で、ほぼ DNS 試験片に近い寸法であり、平織り材の積層材である。樹脂はポリシアネート系よりも耐熱性が高いとされているポリイミド系樹脂である。

曝露温度 180°C で高温曝露した際の重量減少の曝露時間による変化を、ポリシアネート系樹脂の DNS 試験片の結果と比較して図 34 に示す。PETI-RTM 樹脂の場合は、5,000 時間と 8,000 時間の曝露時間で重量減少がみられるが、重量減少が穏やかであるのに対して、ポリシアネート系樹脂の方が傾きが大きく、重量減少が速いことが分かる。ポリイミド系樹脂の方がポリシアネート系樹脂よりも耐熱性が高いためと考えている。

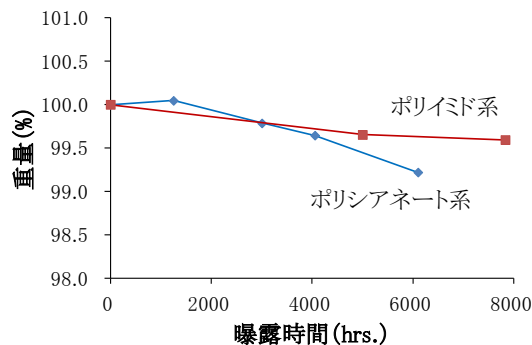


図 34 曝露時間と重量減少の関係
(ポリシアネート系とポリイミド系の比較)

5. サブコンポーネント評価

得られた基礎データを元に供試体を設計・製作・評価してその妥当性を検証した。供試体として静粛超音速研究機の構造要素の一つであるラダーを選定した。

検討すべき課題としては、①試験片のような平板でない構造要素について、繊維が三次元的にうねっている構造の剛性と強度を基礎データを用いて設計できること、②ポリシアネート系樹脂を用いて試験片用の平板の製作は問題ないことが確認されているが、平板よりも大きい部材の異形の構造を製作できること、③将来の実機製造を考えた場合、スキン・ストリンガー構造の組み立て構造から複合材の一体成型構造への転換が必要であるので、三次元複合材のプリフォームを肉抜き構造で成形できることの三点が挙げられる。

サブコンポーネントの評価として、構造要素を設計・製作・評価して上記の技術課題の成立性を検証した¹⁶⁾。

5.1 対象機体の概要

静粛超音速研究機の概念設計フェーズにおける機体諸元は、およそ全長 13m、全幅 7m、重量 3,500kg である。図 1 の静粛超音速研究機の概念設計フェーズの 0 次案の概念図では、単発の無人機で、離陸後、超音速まで加速し、マッハ数 1.4 で超音速飛行を行い、ソニックブームの計測を行った後、帰還・着陸するミッションを想定して設計を進めた。なお、平成 21 年度までに実施した基本設計において双垂尾から単垂尾への変更や形状の変更がなされている。

形状的な特徴の一つとして、超音速飛行中のみならず離着陸時の騒音低減を図り、ジェット騒音を抑えるため胴体上部にジェットエンジンを載せることを計画している。

5.2 構造要素の検討

胴体上部に搭載したジェットエンジンのジェット排気により、垂直尾翼の後部に位置するラダーは舵角を取った際にエンジン排気からのふく射により高温になることが予想されており、この部分への耐熱複合材料の適用を検討することとした。

静粛超音速研究機の概念設計フェーズの 0 次形状では、図 35 に示すようにラダーの大きさは高さ 2,000mm、幅は上端で 500mm、下端で 1,000mm、厚みは最大で 50mm 程度と図面から算出した。構造要素としては、コストと装置の制限などから 1/3～1/4 スケールのものを製作することとした。構造要素のおよその寸法を図 36 に示す。

この寸法であれば複合材料は一体成型で中実かサンドイッチ構造が適当であるが、実機への適用を考え、構造様式は肉抜きもしくは組み立て構造を目指すこととした。厚みが小さいため組み立ては難しく工数が増えるため、肉抜き構造を検討し、密度の小さい独立気泡の発泡コア材を入れて製作することとした。RTM 成形の温度に対して耐熱性があり、独立気泡でつぶれにくいコア材 ROHACELL XT-HT を用いることで実現できる見通しが出来た。図 36 の内側の点線部にコア材を挿入することにした。

実機への適用を考えた場合、ヒンジ金具には金属が適しているのでヒンジ金具を成形後に組み立てる必要があるが、一体成型技術の試作という意味もあるので、金具も含めて一体成型することを検討した。ヒンジ金具の代用としてステンレスの丸棒を入れて、熱膨張率の異なる金属と複合材を一体成型した際に生ずる影響を見ることにした。

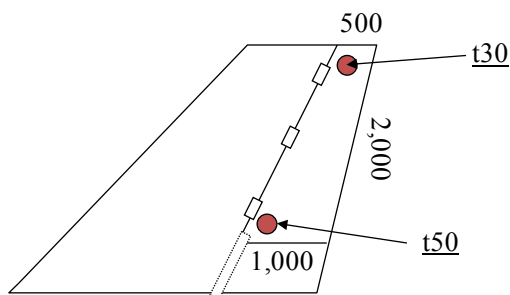


図 35 静粛超音速研究機のラダー

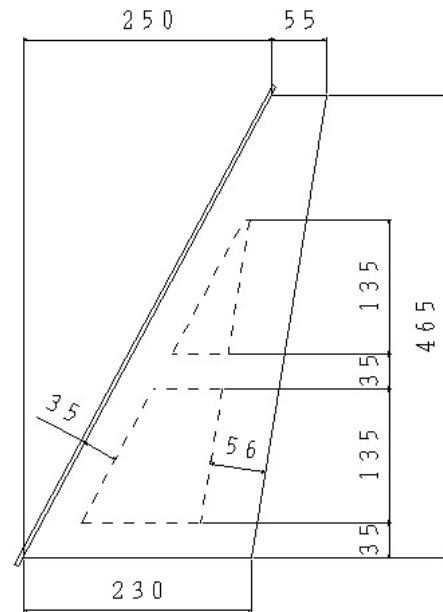


図 36 構造要素の形状と寸法
(点線がコア材の挿入位置)

5.3 剛性と強度の予測

繊維の配置と配向が決まり、コア材を挿入する位置と厚さが決まり、プリフォームの製作が出来るめどがついた段階で、事前に構造要素の剛性と強度を予測した。

一般的なラダーに加わる荷重は図 37 に示すように舵角を取った際に加わる空力荷重をトルクシャフトを介してホーンアームとアクチュエータの力でモーメントを取り、ヒンジ金具で支点の反力を取る荷重である。本構造要素ではトルクシャフトやホーンアーム、ヒンジ金具に相当する荷重を取れるような部材はないことから、ラダーの舵面そのものを評価することとして、図 38 に示すようなラダーの空気力とヒンジ金具の支点を模擬した三点曲げの荷重で評価する計画とした。

前章で得られた基礎データを元に、

有限要素法で解析モデルを作成し、解析して強度評価の変形量の推定と応力の評価を行った。CFRP の物性値は直交異方性材料として、 $E_x = E_y = 40\text{GPa}$, $E_z = 8\text{GPa}$, $\nu_{xy} = 0.12$, $G_{xy} = 6\text{GPa}$ を用いた。コア材の物性値は等方性材として、せん断変形を適切に考慮するようにベンダー提供の材料定数よりも大きめの $E = 3\text{GPa}$, $\nu = 0.28$ を用いた。FEM の解析モデルを図 39 に示す。このモデルは、CFRP とコア材の二つの材料を含んでおり、節点数 6,897、要素数 5,770 の一次のソリッド要素からなっている。なお、ロッドは考慮していない。後述する強度評価を想定し、図 39 中の中央の赤線部に荷重 13kN を一様分布で負荷し、左右の赤線部で単純支持したところ、図 40 に示すような変形をして、変形の最大値は約 7mm 強であることが分かった。想定した強度評価のコンフィグレーションで成立する見込みであることを確認した。また、図 41 に示すようにコア材の主応力は最大 160MPa 程度、図 42 に示すように CFRP の最大圧縮応力は 300MPa 程度であることが分かった。コア材と CFRP はいずれも破壊強度に近いことが予測された。

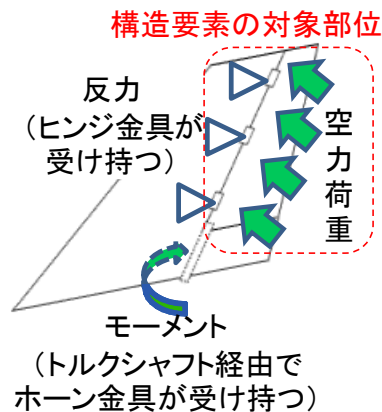


図 37 ラダーに加わる荷重の模式図

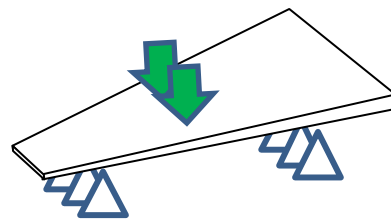


図 38 構造要素の強度評価の模式図

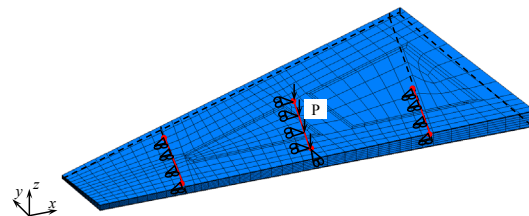


図 39 FEM モデル

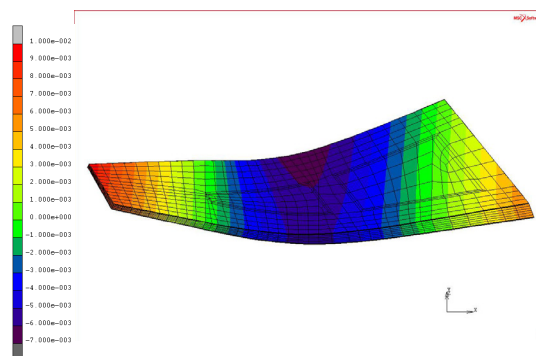


図 40 変形予測 (最大 7mm)

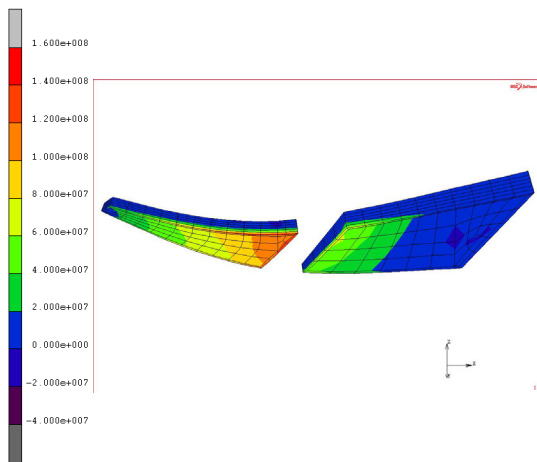


図 41 コア材の主応力分布
(最大 160MPa)

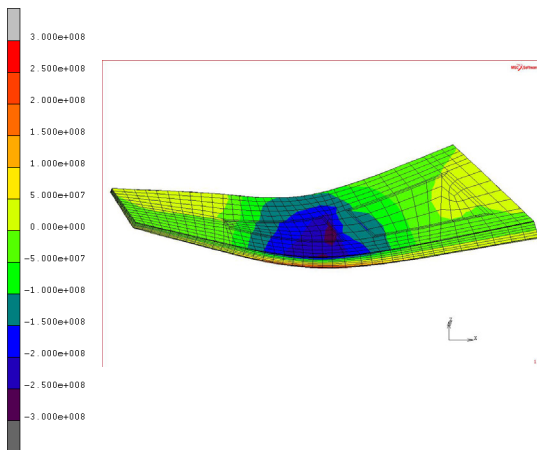


図 42 CFRP の応力分布
(最小 300MPa)

5.4 プリフォームの製作

プリフォームの製作は株式会社豊田自動織機共和工場で実施した。三菱レイヨン株式会社製中強度中弾性の炭素繊維 MR50K の平織り材を一番厚いところで48層積層し、中子を製作した。中子をくりぬき、コア材を挿入して所定の厚みになるように調整した。コア材と合わせたものを図 43 に示す。ステンレスロッドを配置し、前縁部が R 部になるようロッドの周辺を炭素繊維のヤーンで形を整えた

うえに、周囲を巻くように図 44 に示す 24 層積層した三次元プリフォームを積層した。さらに見栄えのため目の細かいクロス材 1 枚でカバーした後、板厚方向糸を 3mm×3mm になるよう挿入し一体化することで、三次元化したプリフォームの製作を行った。コア材にも一体化するよう板厚方向糸を挿入している。周辺をカットして所定の寸法に仕上げ、プリフォームが完成した。完成したプリフォームを図 45 に示す。この段階で周辺部の板厚を測定しほぼ所定の寸法に仕上がっていることを確認している。一番薄いところで 18 層、一番厚いところで 92 層積層しており、所定の板厚になるように徐々に積層数を場所ごとに変えている。

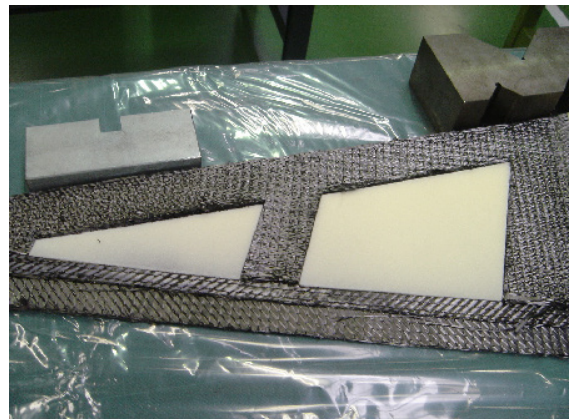


図 43 コア材の積層状況

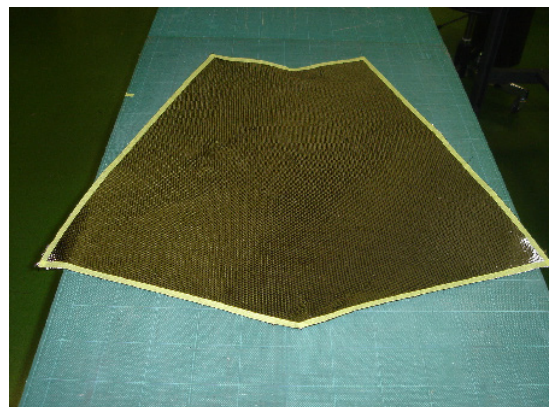


図 44 コア材をカバーするプリフォーム

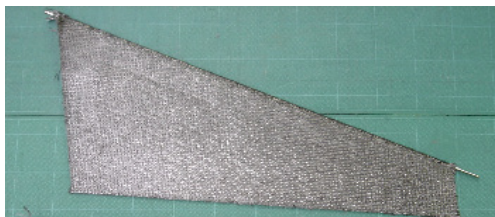


図 45 完成したプリフォーム

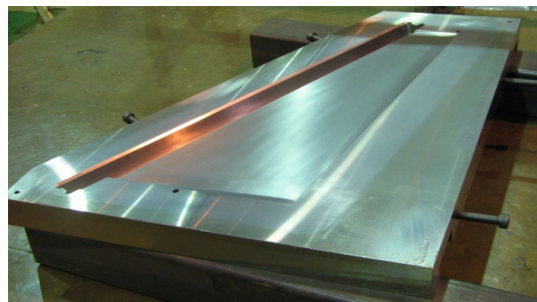


図 46 成形用の金型

5.5 成形

完成したプリフォームを用いて樹脂を含浸させ構造要素の供試体の成形を実施した。成形は株式会社富士重工業宇都宮製作所で実施した。製品が完成形状になるよう図 46 に示すように金属製の金型を用意し、RTM 法を用いて成形を行った。成形は 180℃の温度で、圧力を加えながら実施した。離型後に周辺をトリムして所定の形状と寸法になるようバリ部分を取り除いて完成させた。完成した供試体を図 47 に示す。スキン材の表面には割れや樹脂抜けも見られなかった。樹脂が含浸不足にならないように注意したため、含浸不足が生じた個所は見られなかったが、前縁部には樹脂が過剰になる樹脂リッチ部が観察された。プリフォームの表面が樹脂の注入中に金型の表面と密着しないために生じたものと考えている。今回は強度評価には影響ないため許容することにした。強度評価実施前に切断するなどの内部の観察は実施していない。

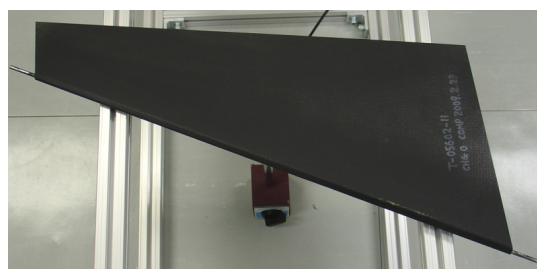


図 47 完成した構造要素供試体

5.6 強度評価

供試体が所定の性能を有していることを確認するため、剛性・強度評価を行った。図 38 に示したように簡易的に三点曲げでラダーに加わる荷重を模擬した。容量 100KN の電気油圧式万能試験機に三点曲げの治具を用いて供試体に曲げ荷重を負荷した。図 48 に示す三本の白い太線の左右が支持点で、中央が負荷点である。中間部の表と裏面にゲージ長さ 10mm の二軸のひずみゲージを貼りひずみを計測した。強度評価は室温で実施した。なお、板厚が場所ごとに異なるため負荷点に幅方向に均一に負荷できるようなスペーサを入れて負荷している。

供試体に荷重を負荷し、なじませた後、アクチュエータ速度 0.5mm/min. で供試体が破壊するまで荷重を負荷した。得ら

れた荷重とアクチュエータ変位を図 49 に示す。また、図 50 に示すように破壊は負荷点の近傍で、板厚が薄い方の上面で発生した。スキン材の圧縮もしくは局部座屈による破壊とみなしている。負荷点の変位にほぼ線形に比例して荷重が増加し、約 14kN 弱で荷重の増加が停滞した。このあたりで破壊に起因すると思われる可聴音が聞こえている。その後、荷重が増加しないため、試験を中断し、アクチュエータを除荷する方向に同じ速度で移動させた。ほぼ負荷中と平行な直線になったが低い荷重で非線形な挙動を示し、荷重ほぼ 0 で永久変形が残っていることが分かった。

ひずみについては、図 51 に示すように最大荷重付近まで表・裏ともに荷重に比例して線形に推移しており、荷重の最大値付近で少し外れている程度である。引張・圧縮のひずみは最大値で約 6,000 マイクロを越えるひずみが生じている。はり理論では三点曲げの場合、荷重点に一番高いひずみが発生するため、荷重点ではこの値よりも高いひずみが発生していると考えており、破壊ひずみに相当するひずみが発生したと推測している。

有限要素法による検討結果と比較すると、図 52 に示すように側面から観察し

た変形の様子は似ていると考えられるが、解析では最大変位約 7mm に対して、強度評価では最大変位約 14mm と倍の変形量が計測されている。その原因については、有限要素解析に用いた材料定数は基礎データの値を用いているが実際の供試体は、スケール効果等により、その剛性が実現できていない可能性があること、アクチュエータ変位は治具等の変形も含むので、誤差が大きいことではないかと考えている。

破壊したスキンの上面付近の長手方向の応力を見てみると、解析でも応力集中が発生しており、圧縮強度と比較しても破壊を生じてもおかしくない範囲であることを確認しているの、破壊の様相としては妥当であると考えている。

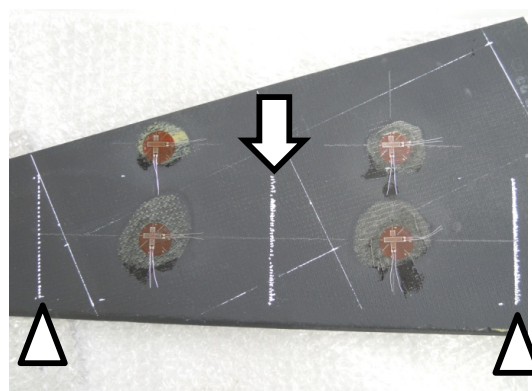


図 48 供試体の負荷点と支持点の関係
(中央が負荷点、左右が支持点)

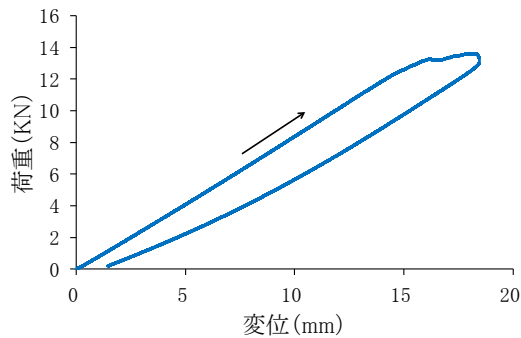


図 49 荷重とアクチュエータ変位の関係

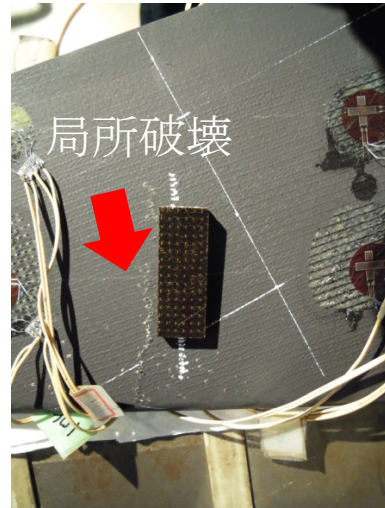


図 50 破壊した部分の拡大

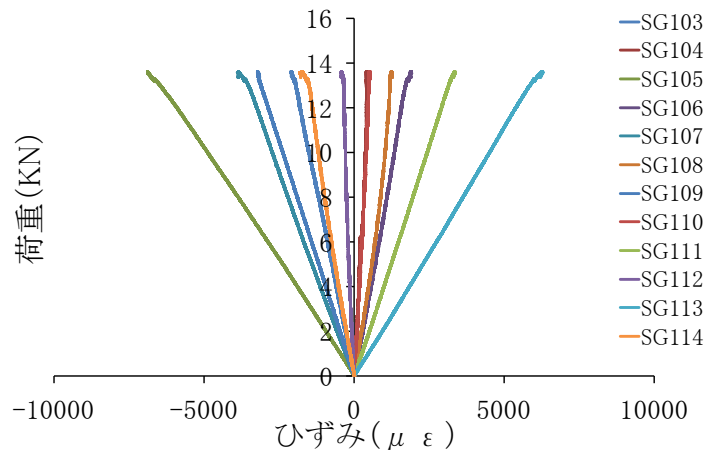


図 51 ひずみと荷重の関係

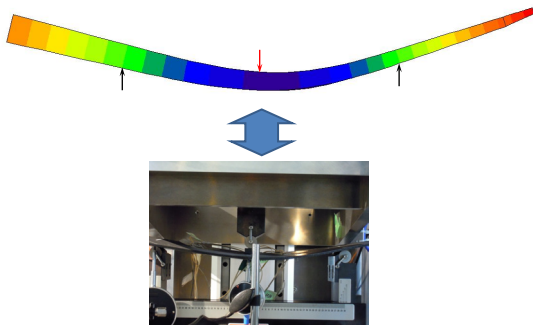


図 52 変形の比較

5.7 断面観察

内部の損傷状況とコア材の接着状況を確認するため、供試体をダイヤモンドカッターで切断し内部の観察を行った。断面の様子を図 53,54 に示す。スキン材は樹脂の含浸不足の個所もなく、樹脂リッチや樹脂抜けになりやすい板厚方向糸の周辺も良好であることが確認できた。コア材は RTM 成形時につぶれた様子も見られず、成形温度が耐熱温度の限界に近いが溶けた跡も見られなかったことに加え、スキン材との接着部も良好であり、スキンとコアの境界の割れも観察できなかった。コア材を貫通している板厚方

向糸がうねっているように見られたが、コア材がつぶれないように板厚方向糸の挿入の際に絞り込んでいないためではないかと考えている。ステンレスのロッドは周辺の樹脂との間に割れも見られなかった。前縁部は成形治具とプリフォームとの間が一部密着しないこともあり樹脂リッチ部が見られた。強度評価による損傷は観察した範囲では見られず、負荷点近傍の表面に限られているようである。

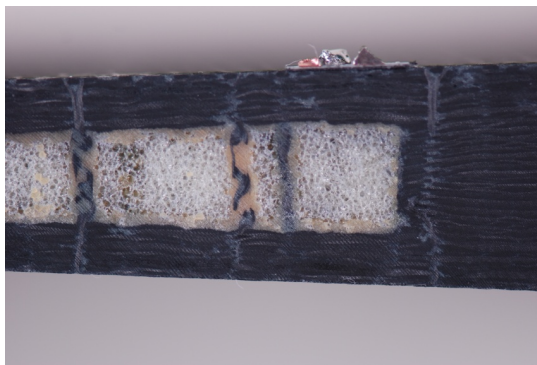


図 53 コア材との接着状況



図 54 ロッドとの接着状況

5.8 考察

静粛超音速機のラダーを想定した構造要素について設計・製作・評価した結果、①基礎データを用いた変形量の予測のずれが大きく検討の余地があるものの、破壊荷重と破壊部位の予測に近い

結果が得られており、基礎データを用いた設計の妥当性が確認できたこと、②ポリシアネート系樹脂を用いた成形に関して、樹脂リッチ部が多少あるものの、樹脂が入らないことやボイドや割れなどの欠陥なく成形できたこと、③コア材とロッドの異種材を挿入したプリフォームを製作できたことに加え、成形時の境界での割れなどがなかったことから、検討すべき技術課題はクリア出来たと考えており、目標は達成できた。

6. まとめ

耐熱複合材料を超音速機の構造材料に適用するための力学特性を明らかにすることを目標として、耐熱樹脂としてポリシアネート系樹脂に着目し、基本的な物性について試験片の強度評価を実施して基礎データを蓄積すること、さらに、得られた基礎データを元に静粛超音速機の構造要素としてサブコンポーネントを設計・製作・評価してその妥当性を検証することを目的として検討を進めた。

基礎データの蓄積については、ポリシアネート系耐熱複合材の引張・有孔引張・有孔圧縮・層間せん断試験を実施し強度データを取得するとともに、高温および高温曝露が強度に及ぼす影響を評価し、180℃の1,000時間程度の曝露では強度に影響はないが、さらに長時間になると強度が低下していくことを明らかにした。60,000時間の強度を保証するには実時間のデータを取得するだけでなく、加速化するための化学反応に基づくアプローチの可能性も示したと考えている。

サブコンポーネントの評価については、静粛超音速研究のラダーを想定した構造要素供試体を設計・製作・評価した。解析との比較で変形量など検討の余地があるものの検討すべき技術課題は解決できたと考えている。

ポリシアネート系樹脂は、エポキシ樹脂やビスマレイミド系樹脂よりも耐熱性が高く、吸湿率が小さいことに加え、室温での力学特性が従来のエポキシ樹脂とほぼ同等であることが確認できた。実用化のためには耐久性など評価すべき項目がまだまだあるが、現段階では耐熱性が求められる航空機の構造材料の候補材として考慮すべき樹脂であると判断している。

謝辞

本研究を遂行するにあたり、富士重工業株式会社 関根尚之氏、同 野村正人氏、株式会社豊田自動織機 堀 藤夫氏、JX 日鉱日石エネルギー株式会社 松本隆之氏、JAXA 研究開発本部複合材技術研究センター 加藤久弥氏、同機体構造グループ 三宅司朗氏、薄 一平氏に、それぞれご支援を頂きました。深く感謝の意を表します。

なお、本研究は基礎物性については機体構造グループの、サブコンポーネントについては超音速機チームの研究費をそれぞれ使わせていただきました。

特記事項

防衛省技術研究本部と JAXA 研究開発本部との間で締結された「航空分野における研究協力に関する取決め」に従

い、三次元・耐熱複合材料技術の航空機構造への適用に関する情報交換の中で、今回取得した基礎物性について情報を提供した。

参考文献

- 1) 村上哲, JAXA における超音速旅客機技術の研究開発 – 静粛超音速機技術の研究開発 –, 日本航空宇宙学会誌, Vol.56, No.648(2008), pp.4-7.
- 2) 日本航空宇宙工業会, 平成 9 年度次世代航空機等開発調査成果報告書, 1998.
- 3) D.P. Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach (2nd edition), AIAA Educational Series, 1992, pp.356.
- 4) Commercial Supersonic Technology – The Way Ahead, National Research Council, 2001.
- 5) SAMPE Journal, Vol.40, No.6, 2004.
- 6) 耐熱複合材の長期耐久性に関する調査報告書, (財)次世代金属・複合材料研究開発協会, (社)日本航空宇宙工業会, 1998.
- 7) The Sixth Composite Durability Workshop (CDW-6), Nov. 14-15, 2002.
- 8) 加藤久弥, 下河利行, 上田亨, 濱口泰正, 小林大祐, 炭素繊維／高靱性ポリイミド樹脂複合材料 MR50K/PETI5 の衝撃後圧縮(CAI)強度特性について, 日本複合材料学会誌, Vol.31 No.1(2005), pp.21-30.

- 9) 高耐熱複合材料向けポリイミド樹脂「PETI-330」に関する NASA とのライセンス契約締結について, 宇部興産(株)報道資料, 2004.6.23.
- 10) I.Susuki, T.Takatoya, Y.Yasui, and T.Kondo, Compressive Strength of 3-D Heat-Resistant Composites, The Proceedings of the 12th International Conference on Composite Materials, 1999.7.5, 754.
- 11) T.Takatoya, Y.Sato, I.Susuki, and N.Tsuda, Long Term Durability of the Bismaleimide Composites in Bearing Evaluation, The Proceedings of the 10th Japan SAMPE symposium & Exhibition, Tokyo, 2007.
- 12) 高戸谷健, 佐藤裕, 富澤和紘, 宇都宮登雄, 耐熱複合材の高温曝露による圧縮強度への影響評価, 日本複合材料学会 2005 年度研究発表講演会, 2005.6.3.
- 13) T.Matsumoto, M.Mohri, and A.Ohshima, Moisture Absorbing Properties of Thermosetting Matrix Resin for Composites, The Proceedings of the 2nd Japan SAMPE symposium & Exhibition, 1991, pp.29-36.
- 14) T.Takatoya, and I.Susuki, In-plane and Out-of-plane Characteristics of Three-dimensional Textile Composites, Journal of Composite Materials, Vol.39, No.6 (2005), pp.543-556.
- 15) 濱口泰正, 下河利行, 加藤久弥, カーボン/ポリイミド(T800H/PMR-15) 複合材料 Hot/Wet 圧縮強度に及ぼす吸水の影響, 航空宇宙技術研究所報告(1413), 2000.10, pp.1-13.
- 16) 高戸谷健, 熊澤寿, 関根尚之, 野村正人, 堀藤夫, ポリシアネート系耐熱樹脂による静粛超音速研究機構造要素の試作・評価, 日本航空宇宙学会第 48 回飛行機シンポジウム, JSASS-2010-5029,(2010), pp.152-156.

