

# 宇宙航空研究開発機構研究開発資料

## JAXA Research and Development Memorandum

---

### ビスマレイミド系耐熱複合材料の長期耐熱性評価

Long Term Durability of Bismaleimide Heat-Resistant Composite Materials

高戸谷 健, 熊澤 寿

TAKATOYA Takeshi and KUMAZAWA Hisashi

2022年1月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

## 目 次

### 概要

1. はじめに .....	2
1.1 超音速機と耐熱材料 .....	2
1.2 耐熱複合材の研究開発動向 .....	2
1.3 研究の目的と構成 .....	3
2. ビスマレイミド系耐熱樹脂 .....	3
3. 三次元複合材料 .....	4
4. 基礎物性評価 .....	5
4.1 基礎物性評価の方針 .....	5
4.2 成形 .....	5
4.3 試験片の重量計測 .....	6
4.4 高温曝露 .....	6
4.5 有孔圧縮試験 .....	7
4.6 考察 .....	11
5. まとめ .....	12
謝辞 .....	13
参考文献 .....	13

# ビスマレイミド系耐熱複合材料の長期耐熱性評価

高戸谷 健<sup>\*1</sup>, 熊澤 寿<sup>\*2</sup>

## Long Term Durability of Bismaleimide Heat-Resistant Composite Materials

TAKATOYA Takeshi<sup>\*1</sup>, KUMAZAWA Hisashi<sup>\*2</sup>

### 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 bismaleimide heat-resistant resin system with the three-dimensional textile composite are characterized under room temperature condition. After long-term high temperature expose, the open hole compressive test was carried out and strength properties were obtained. The result showed that the strength was largely decreased under high temperature long term exposure conditions.

**Keywords:** 耐熱複合材料、評価、ビスマレイミド系、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、耐熱樹脂としてビスマレイミド系樹脂に着目し、高温曝露が有孔圧縮強度に及ぼす影響を評価した。本報告で高温曝露した温度では、長期の高温曝露で強度が大幅に低下することが明らかになった。

---

\* 2021年10月28日受付 (Received October, 28 2021)

<sup>\*1</sup> 航空技術部門 航空システム研究ユニット (Aviation Systems Research Unit, Aeronautical Technology Directorate)

<sup>\*2</sup> 航空技術部門 構造・複合材技術研究ユニット (Structures and Advanced Composite Research Unit, Aeronautical Technology Directorate)

## 1. はじめに

### 1.1 超音速機と耐熱材料

航空機の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%が複合材料でできて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。

### 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°C(華氏350°)硬化型が主流で、常用できる温度は約120°C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されている。

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た。

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<sup>1)</sup>。

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ー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<sup>2)</sup>。

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<sup>3)</sup>。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<sup>4)</sup>。

JAXA においても、構造・複合材技術研究ユニット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<sup>5)</sup>。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、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 と JAXA 宇宙科学研究所の横田が開発したビスフェノ

ール系樹脂を組み合わせ、宇部興産が PETI-330 として航空宇宙用に販売を 2004 年から開始している。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<sup>6)</sup>。

また、吸湿性の少ないポリシアネート系樹脂についても、高温曝露が強度に及ぼす影響を評価し、180°C 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<sup>7)</sup>。

### 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、耐熱樹脂としてビスマレイミド系樹脂に着目し、長期高温曝露後の基本的な物性について試験片の残存強度評価を実施して基礎データを蓄積することを目的としている。

本報告においては、第 2 章にビスマレイミド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 章では長期高温曝露による重量の変化、および基本的な物性の評価として、有孔圧縮試験の残存強度試験について説明していく。

## 2. ビスマレイミド系耐熱樹脂

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。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°Cで硬化後に 210°Cで後硬化させることによりガラス転移温度 ( $T_g$ ) が 180°C~200°C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<sup>8)</sup>。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熔融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<sup>9)</sup>。

新しい成型法であるリキッドモールドイング法 (RTM 法、RFI 法 VaRTM 法等の総称) に適した樹脂は試験片製造時の段階では、選択肢が限られていたが、入手性などから、本研究ではビスマレイミド系樹脂 5250-4RTM を採用した。

### 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。炭素繊維とビスマレイミド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 1 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できること、強化繊維が一体化しているためリキッドモールドイング法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を参考文献 10 で報告した。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。

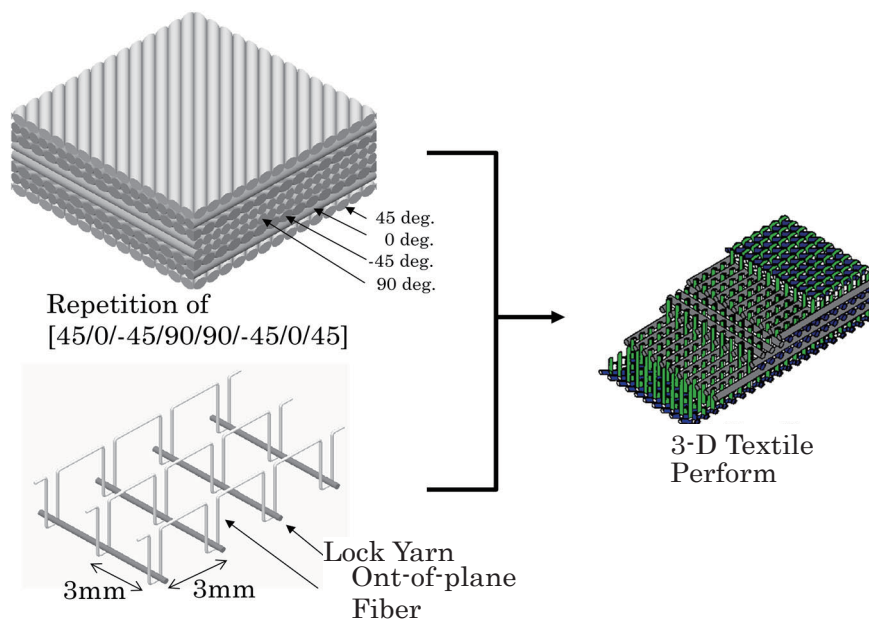


図 1 強化繊維の模式図

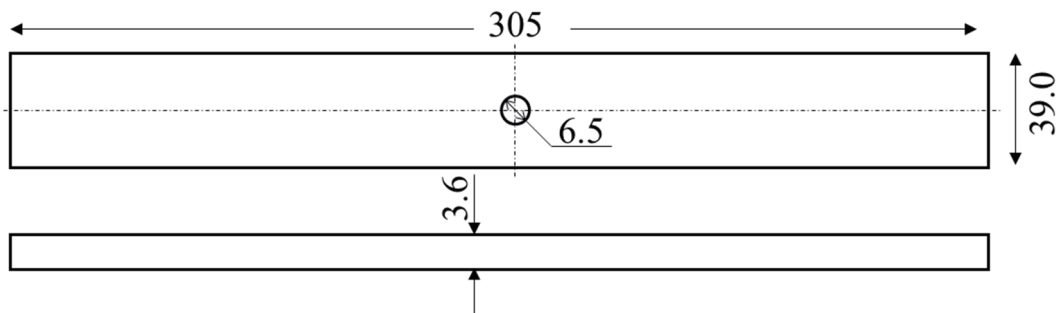


図 2 試験片の形状と寸法

#### 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、基礎データを蓄積するため、強化繊維よりも樹脂の物性の影響が大きく作用する有孔圧縮試験を実施することとした。

##### 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、三菱重工業株式会社名古屋航空宇宙システム製作所大江工場にて RFI 法により樹脂を含浸し試験板を 2008 年に成形した。成形は樹脂メーカーの推奨する成形プロセスで行った。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、孔開け加工を含む切削および端面の研磨加工を行い図 2 に示すような所定の試験片の形状と寸法に仕上げた。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たため、試験片のサイズが試験規格の38.1mmではなく、39mmを採用している。

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 試験片の重量計測

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。

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

試験片は、高温曝露中以外は室温乾燥庫(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た。

#### 4.4 高温曝露

高温曝露はエスペック社製 PH-401 または同等品で実施した。

曝露温度は、ガラス転移温度(Tg)よりも十分に低い温度として、120, 130, 150°Cの3つの温度を選択した。

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。高温曝露は2008年4月から開始し、一番長いものでは約11年半を超える2020年3月まで合計101,300時間の間、曝露を実施した。60,000時間の倍の120,000時間の高温曝露を目指したが、装置の更新のため、しばらく高温曝露が中断することになり、12万時間には若干足りないところまでとなった。図3に曝露時間と試験片の重量の関係を示す。図中の破線は系列を便宜的につないだものであり、途中のデータは必ずしもこの破線上に位置するとは限らない。

曝露温度120°Cの試験片については、101,300時間までの曝露により重量が1%程度増加する傾向が見られた。

類似の樹脂でも同様な傾向が得られているが、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°C、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。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。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



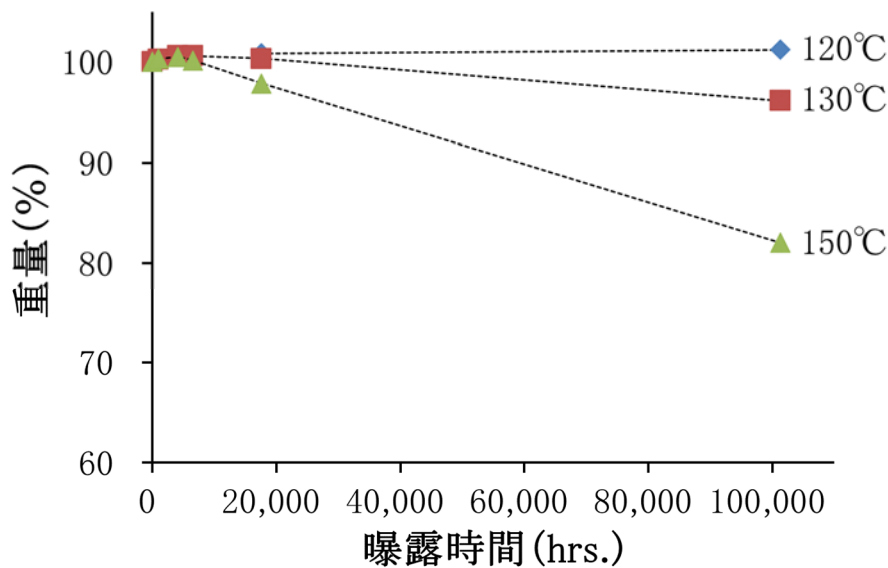


図3 曝露時間と試験片の重量の関係

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。受領時の未曝露の試験片は硬化が100%完了していないため、未硬化の樹脂成分が存在している。高温曝露中に、未硬化の樹脂が反応し、架橋反応を形成する際に重量が増加する化学反応がある可能性がある。また、別の耐熱樹脂では、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、今回用いたビスマレイミド系樹脂が硬化もしくは酸化反応により重量が増加する反応があるか否かについては不明である。

曝露温度130°Cおよび150°Cについては、時間の経過とともに試験片の重量が減少する傾向であった。曝露温度150°Cの試験片では、曝露時間101,300時間で約20%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150°C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、樹脂の粉状の発生があることなども考慮すると、ビスマレイミド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。

#### 4.5 有孔圧縮試験

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

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を計測した。最大荷重を破壊荷重とした。荷重を断面積で除して応力として、アクチュエータ変位を試験片の全長で除してひずみ量を求めた。試験片を治具から取り外し、破壊モードを確認した。

試験に用いた治具を図 4 に示す。試験結果を表 1 に示し、得られた応力-ひずみ線図を図 5(A)~(L)に示す。

破壊応力のばらつきは、曝露温度 150°C の曝露時間が長いものを除き、少ないと考えている。N 数 3 から 4 である。代表的な破壊後の試験片の写真を図 6(A)~(L)に示す。

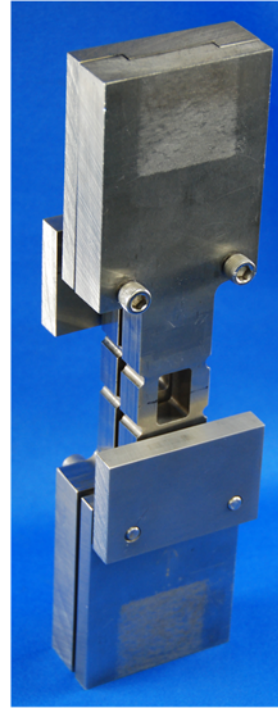
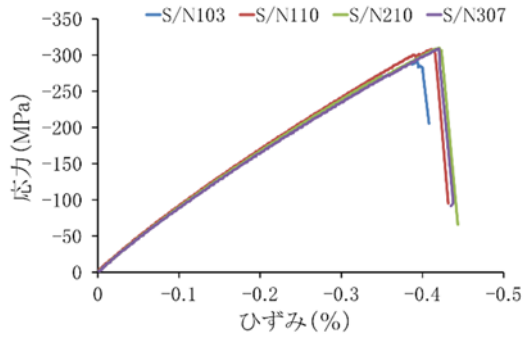


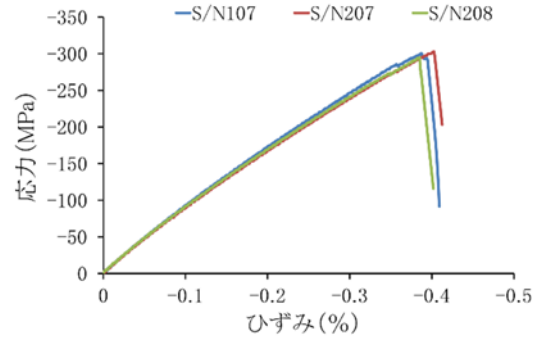
図 4 OHC 試験の治具

表 1 OHC 試験結果

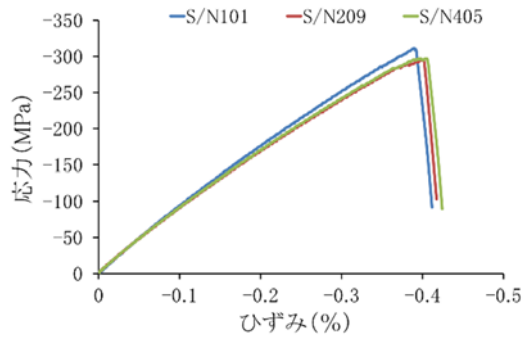
曝露温度 (°C)	-	120	120	120	130	130	130	130	150	150	150	150
曝露時間 (hrs.)	0	1004	4102	101300	1004	4102	6500	101300	1004	4102	6500	101300
破壊応力 (MPa)	307	304	288	144	302	289	280	76	293	277	257	30
変動率 (%)	2.8	2.7	1.5	0.4	2.0	1.1	0.6	3.8	1.4	1.6	5.6	6.5



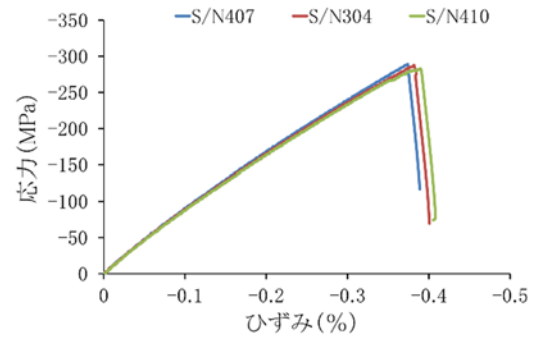
(A) 未曝露



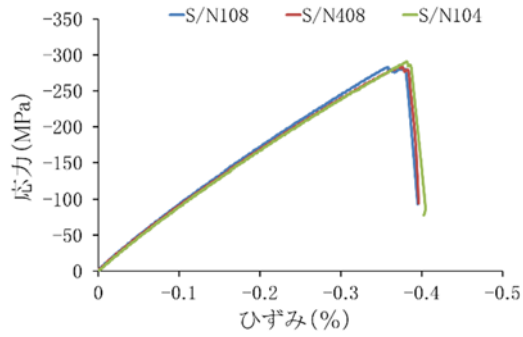
(E) 130°C, 1004 時間曝露



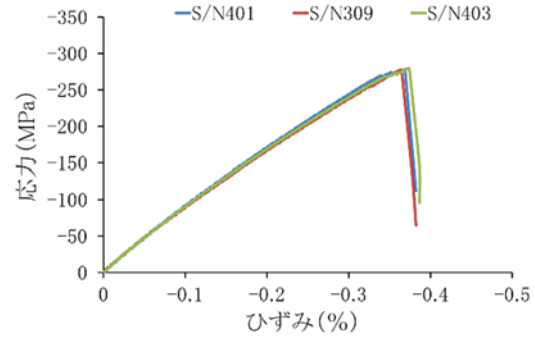
(B) 120°C, 1004 時間曝露



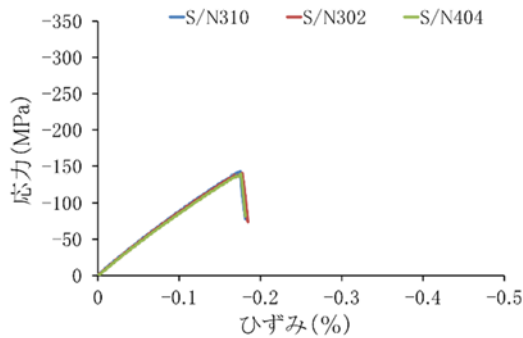
(F) 130°C, 4102 時間曝露



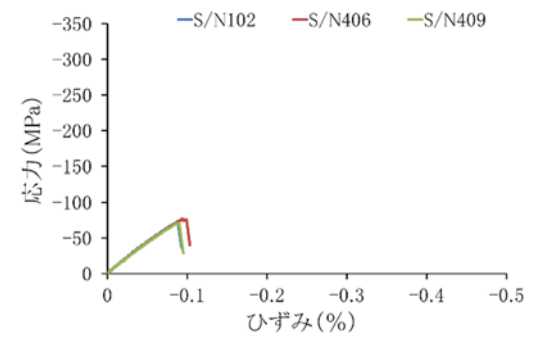
(C) 120°C, 4102 時間曝露



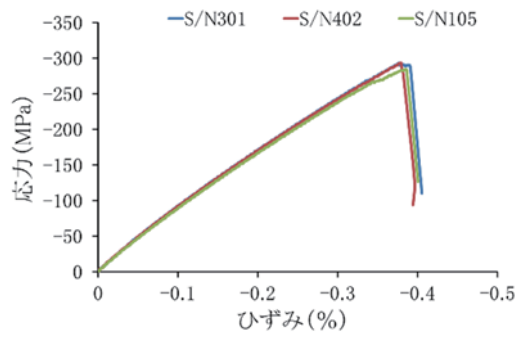
(G) 130°C, 6500 時間曝露



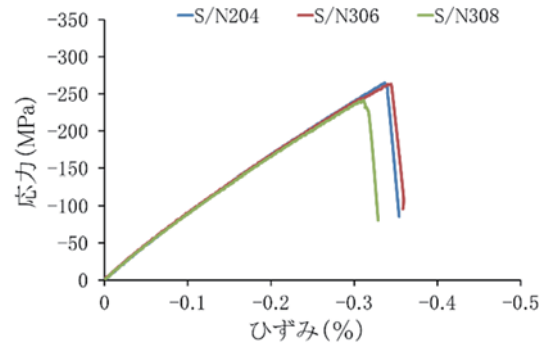
(D) 120°C, 101300 時間曝露



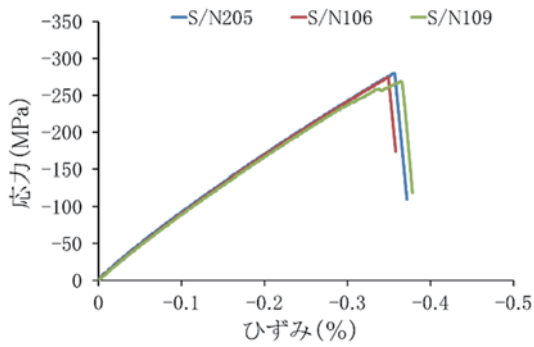
(H) 130°C, 101300 時間曝露



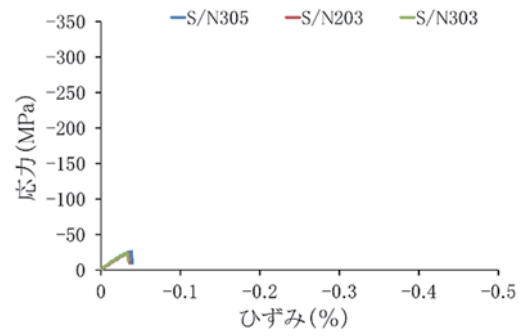
(I) 150°C,1004 時間曝露



(K) 150°C,6500 時間曝露

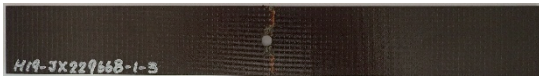


(J) 150°C,4102 時間曝露



(L) 150°C,101300 時間曝露

図 5 OHC の応力—ひずみ線図



(A) 未曝露



(G) 130°C,6500 時間曝露



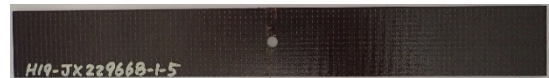
(B) 120°C,1004 時間曝露



(H) 130°C,101300 時間曝露



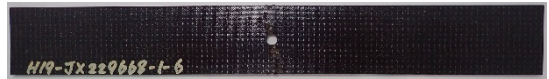
(C) 120°C,4102 時間曝露



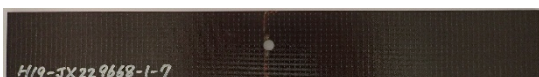
(I) 150°C,1004 時間曝露



(D) 120°C,101300 時間曝露



(J) 150°C,4102 時間曝露



(E) 130°C,1004 時間曝露



(K) 150°C,6500 時間曝露



(F) 130°C,4102 時間曝露



(L) 150°C,101300 時間曝露

図 6 破壊後の試験片

#### 4.6 考察

いずれの曝露温度においても、曝露時間が長くなるに従い、強度が低下している試験結果が得られた。曝露時間と強度の関係を図7に示す。なお、図中の破線は系列を便宜的につないだものであり、途中のデータは必ずしもこの破線上に位置するとは限らない。

曝露温度が 120℃ の場合は、101,300 時間で約 50%、150℃ の場合は、90% 低下、つまり 10% しか強度が残っていなかった。

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、曝露温度や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最終ひずみが小さいことが分かる。破壊モードは孔近傍の圧縮破壊で変化がなかったが、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。

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。

曝露温度 120、130℃ の試験片については、101,300 時間の高温曝露により重量は 10% 以下の減少にもかかわらず、強度が大きく低下したことが明らかになった。高温環境下で樹脂の化学反応が促進され、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ことが強度低下するという想

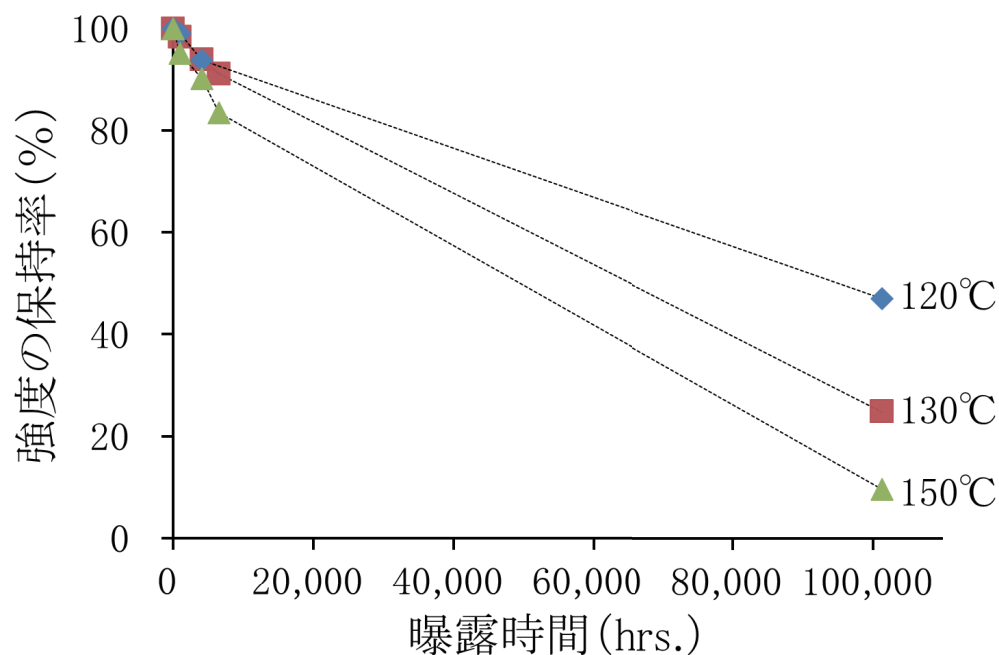


図7 曝露時間と強度の関係

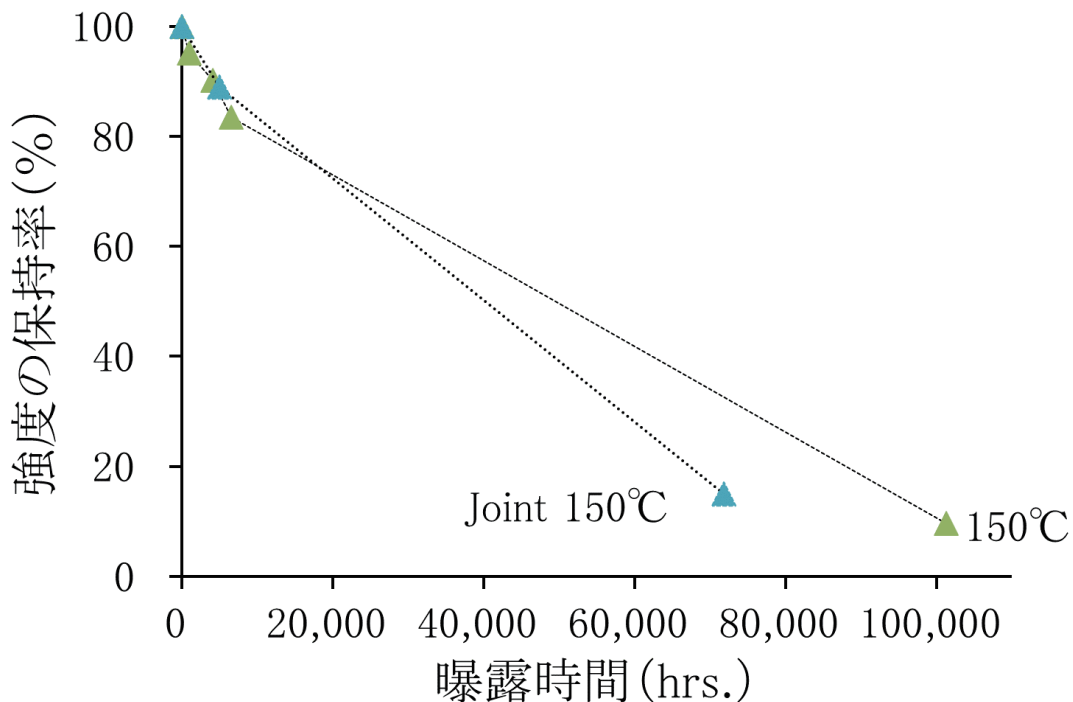


図 8 曝露時間と強度の関係 (OHC 強度と面圧強度)

定されるメカニズム以外にも強度低下する要因がある可能性を示唆している。

また、同じ樹脂を用いた継ぎ手の面圧強度の高温曝露による強度の関係を、曝露時間 150°C のもので比較したものを図 8 に示す。面圧強度は 71,770 時間で同程度に低下していることがわかる<sup>11)</sup>。高温曝露により、樹脂の圧縮強度が低下していることが原因で、有孔圧縮強度と面圧強度が大幅に低下していることと推測している。

ガラス転移温度 ( $T_g$ ) よりも十分に低い温度として、120, 130, 150°C の曝露温度を選定したが、ここまで強度低下すると、構造としての強度が保てなくなることから、長期の耐久性の観点からは、ビスマレイミド系樹脂はまだ耐熱性が不十分

であり、限られた試験データではあるが、超音速機の構造材料に適用するには適していないことが明らかになったと考えている。

## 5. 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、耐熱樹脂としてビスマレイミド系樹脂に着目し、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を目的として検討を進めた。

ビスマレイミド系耐熱複合材の有孔圧縮試験を実施し強度データを取得するとともに、高温曝露が強度に及ぼす影響を評価し、いずれの温度でも長期の高温

曝露では、強度が大幅に低下することを明らかにした。

ビスマレイミド系樹脂はエポキシ樹脂よりも耐熱性が高く、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が、現段階では耐熱性が求められる超音速機の構造材料の候補材としてはまだ耐熱性が十分ではないと判断した。

### 謝辞

本研究を遂行するにあたり、三菱重工業株式会社 新屋 雅弘氏、株式会社豊田自動織機 堀 藤夫氏、JAXA 航空技術部門構造・複合材技術研究ユニット 加藤久弥氏、瀧田勝範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。

### 参考文献

- 1) Commercial Supersonic Technology – The Way Ahead, National Research Council, 2001.
- 2) SAMPE Journal, Vol.40, No.6, 2004.
- 3) 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.
- 4) The Sixth Composite Durability Workshop (CDW-6), Nov. 14-15, 2002.
- 5) 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.
- 6) 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.
- 7) 高戸谷健、熊澤寿、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、JAXA-RR-13-003, 2003.
- 8) 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.
- 9) 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.
- 10) 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.
- 11) T.Takatoya, Y.Sato, I.Susuki, and N.Tsuda, Long Term Durability of The Bismaleimide Composites in Bearing Evaluation, Japan SAMPE Symposium & Exhibition 10, 2007.

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-21-005

JAXA Research and Development Memorandum

ビスマレイミド系耐熱複合材料の長期耐熱性評価

Long Term Durability of Bismaleimide Heat-Resistant Composite Materials

---

発行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

発行日 2022年1月28日

電子出版制作 松枝印刷株式会社

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

---



