

科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成 25 年 5 月 24 日現在

機関番号：17102

研究種目：基盤研究（C）

研究期間：2010～2012

課題番号：22560782

研究課題名（和文）航空宇宙機のための形状記憶合金ワイヤーを用いた
耐衝撃スマート構造 CFRP の創製

研究課題名（英文）Development of smart CFRP laminates with impact damage resistance
using shape memory alloy wire for aircraft and spacecraft structures

研究代表者

宇田 暢秀 (NOBUHIDE UDA)

九州大学・工学研究院・教授

研究者番号：20160260

研究成果の概要（和文）：予ひずみをもつ形状記憶合金（SMA）特有の形状記憶効果を利用することによって、炭素繊維複合材料（CFRP）の層間靱性値を効率よく向上できることを示した。SMA ワイヤの体積含有率がわずか 0.09% でも SMA ワイヤで縫合した試験片のモード I 層間破壊靱性値は約 30% 向上した。SMA ワイヤのネットワークを用いて損傷同定するために、損傷発生による SMA ワイヤの電気特性変化に関する基礎研究を進めた。

研究成果の概要（英文）：An increase of interlaminar fracture toughness in CFRP laminates due to an intrinsic shape memory effect of pre-strained SMA wires was demonstrated. Mode-I interlaminar fracture toughness of CFRP stitched by SMA wire with small volume fraction of 0.09% was increased by 30%. A feasibility study on damage induced electric property change of SMA wires was conducted in order to identify damaged area of SMA stitched CFRP.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2010 年度	1,600,000	480,000	2,080,000
2011 年度	800,000	240,000	1,040,000
2012 年度	1,000,000	300,000	1,300,000
年度			
年度			
総計	3,400,000	1,020,000	4,420,000

研究分野：

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙工学，複合材料・物性，構造・機能材料，スマート構造，損傷，形状記憶合金

1. 研究開始当初の背景

(1) 航空機や宇宙機の軽量化を実現するために、CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastics, 炭素繊維強化プラスチック) は必要不可欠の構造材料となってきたが、複合材料は層と層の間が剥がれやすいという欠点があり、複合材積層板の板厚方向に低速の衝撃荷重が加えられると、外見上特に損傷が認められない場合でも、積層板内部の層間には剥離が発生する。

(2) 複合材料を用いた構造部材を設計する際、設計許容値には上記(1)の層間剥離発生による強度低下を見越した値を用いている。複合材料の軽量であるという特長を十分に活かした構造設計を行うためには、層間強度が高く、衝撃荷重を受けても層間剥離の発生を抑えることができる複合材料を創製する必要がある。

(3) 運用中の航空機や宇宙機では、構造の健全性をモニタリングして、有害な剥離損傷の

発生を検知し、自己修復する機能を有するスマート構造の創製も重要な技術課題である。

2. 研究の目的

形状記憶効果という特有の性能を有する形状記憶合金 (Shape Memory Alloy, SMA) ワイヤで複合材料を縫合することによって、層間が剥がれにくい複合材料を開発するとともに、形状記憶合金ワイヤのネットワークを構築することにより、衝撃損傷を検知し、自己修復する機能を有する耐衝撃スマート構造複合材料を創製し、航空宇宙機構造へ適用する際の工学的妥当性を検証することを目的とする。

3. 研究の方法

SMA ワイヤで縫合した CFRP 積層板の DCB (Double Cantilever Beam) 試験を行い、モード I 層間破壊靱性に及ぼす SMA 形状記憶効果の影響を定量的に評価する。

(1) 試験片

VaRTM (Vacuum-assisted Resin Transfer Molding, 真空樹脂含浸・硬化成形) 法を用いて DCB 試験片を作製した。用いたファブリックは三菱レイヨン社製の一方向炭素繊維ファブリック (繊維: MR50S-500) である。プリフォームは、加圧・加熱することでファブリックを仮止め (ホットコンパクション) している。樹脂はナガセケムテックス社製エポキシ樹脂 (DENATOOL XNR/XNH 6809) を使用した。積層構成は $[0]_{16}$ (厚さ: 約 5 mm) である。試験片はワイヤ縫合を行っていない試験片 (N)、予ひずみを持つワイヤで縫合した試験片 (S)、予ひずみなしのワイヤで縫合した試験片 (S_0) の 3 通りを用意した。 S と S_0 試験片の縫合には旧住友金属社製 Ti-Ni SMA ワイヤ ($\phi 0.17$ mm) を使用し、ホットコンパクション後に板厚方向に縫合した。SMA ワイヤの縫合は 5 mm 間隔で 6 列とし、縫合部分の SMA ワイヤ体積含有率は 0.09% である。 S 試験片を縫合したワイヤには予め 5% の伸びひずみを与えてあり、オーステナイト変態点以上に加熱することで回復力が発生する。樹脂は含浸前に攪拌・脱泡を十分に行い、 $80^\circ\text{C} \times 16$ 時間 + $120^\circ\text{C} \times 2$ 時間の条件で硬化させた。 120°C に昇温することにより、予ひずみが与えられている SMA ワイヤには形状記憶効果による回復力が発生する。Fig. 1 に DCB 試験片の概形を示す。試験片の寸法は 140 mm \times 20 mm であり、積層の 0 度方向が長手方向である。予亀裂導入のため、板厚中央の層間にピールプライ (Release Ease 234 TFP1, AirTech) を 1 枚挿入している。

(2) DCB 試験

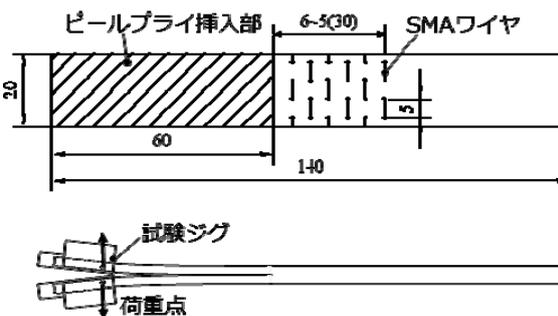


Fig. 1 DCB 試験片概形

試験の温度条件は常温 (RT) と高温 (65°C , HT) である。高温試験は、できる限り SMA ワイヤをヤング率の大きいオーステナイト相にするためにオーステナイト変態点以上である 100°C まで上げ、1 時間保持した後、樹脂の軟化を抑えるために 65°C の温度環境で試験を行った。試験速度は 1 mm/min とし、試験ジグには挿入型ヒンジを使用した。亀裂長さの測定には、電気抵抗法^[1]を用いた。2 つの温度条件下で、 N 試験片は 2 本、 S 試験片は 3 本、 S_0 試験片は 1 本ずつ試験を行った。

4. 研究成果

Fig. 2 に 3 種類の試験片の高温試験における代表的な荷重 P [N] と開口変位 δ [mm] の関係を示す。 N 試験片は荷重のピークを迎えた後に徐々に減少する挙動を取るが、 S と S_0 試験片は 150 N 程度の荷重を保った後に減少していることがわかる。この違いはワイヤが架橋し、荷重を受け持つことによるものであり、 S と S_0 試験片に見られる荷重の大きな低下は架橋したワイヤの破断に対応する。

Fig. 3 は高温試験における代表的な亀裂進展量 Δa [mm] と開口変位 δ [mm] の関係である。この図から、同じ開口変位量に対して、

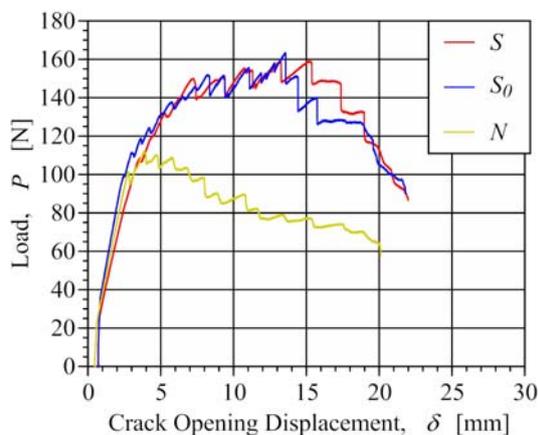


Fig. 2 荷重と開口変位の関係 (高温試験)

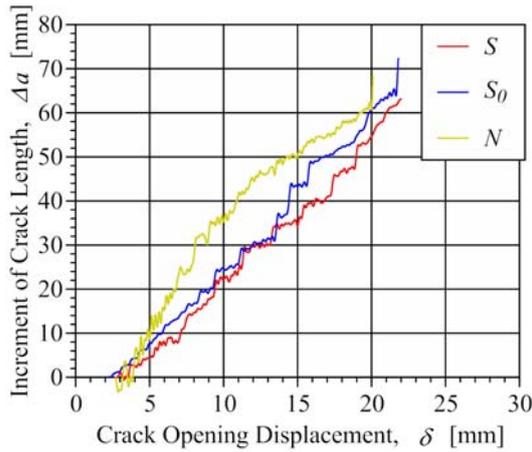


Fig. 3 亀裂進展量と開口変位の関係 (高温試験)

N 、 S_0 、 S 試験片の順に亀裂進展量が大きいことがわかる。これより、ワイヤーの縫合によって亀裂進展を遅らせる効果があることがわかる。また、 S と S_0 試験片の違いは回復力が発生するかしないかであるため、ここに見られる差違は主に SMA ワイヤーの回復力の寄与であると考えられる。

計測値からモード I 破壊靱性値としてエネルギー解放率 G_I [kJ/m²] を算出した。算出には梁理論から得られる次の式を用いた。

$$G_I = \frac{3P\delta}{2ab}$$

ここで a [mm] は亀裂長さ、 b [mm] は試験片幅である。上式は亀裂先端の回転が考慮されていない。試験片のコンプライアンスを利用して補正する方法が ASTM^[2]で規定されているが、本研究では SMA ワイヤーの架橋により試験片のコンプライアンスの値が亀裂進展に伴い大きく変化することから、上式を使用した。算出した値の代表値を R カーブとして Fig. 4、Fig. 5 に示す。Fig. 4、Fig. 5 はそれぞれ常温試験、高温試験の結果であり、縦軸がエネルギー解放率 G_I [kJ/m²]、横軸が亀裂進展量 Δa [mm] である。 S 、 S_0 試験片の R カーブは、常温試験、高温試験ともに上昇を続け、ピークを迎えた後に急激に減少する挙動を取る。これは縫合したワイヤーが次々に架橋し、ワイヤーが破断するまで G_I が上昇することによる。 N 試験片では常温、高温試験で挙動に大きな違いはない。一方で、 S 、 S_0 試験片は高温試験のエネルギー解放率が大きくなっていることがわかる。この理由としては、ワイヤーの相状態の違い、ファイバブリッジングの増加が考えられる。SMA ワイヤーは常温試験ではマルテンサイト相、高温試験では多くがオーステナイト相で一部は応力誘起マルテンサイト相になっていると考えられる。この実験で使用している SMA ワ

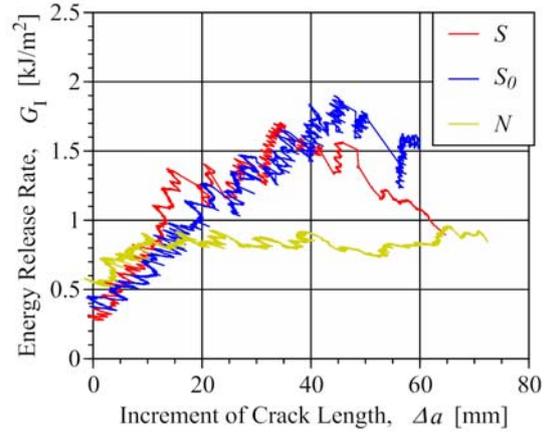


Fig. 4 常温 (RT) 試験の R カーブ

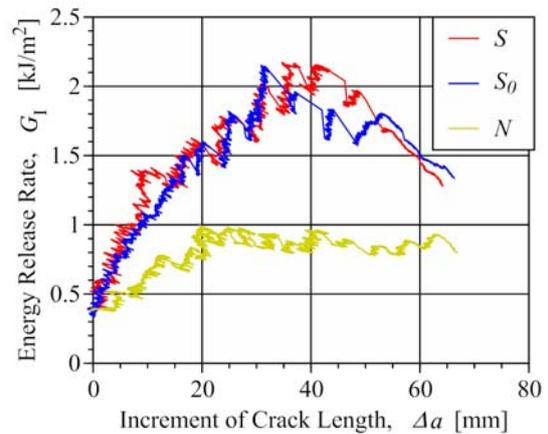


Fig. 5 高温 (HT) 試験の R カーブ

イヤーでは、オーステナイト相の方がヤング率は約 2.3 倍、破断応力は約 1.6 倍大きい。したがって、亀裂進展を阻止する力が常温より強く働いたと考えられる。

Fig. 6 に常温 (RT) 試験、高温 (HT) 試験それぞれから得られた、各試験片のモード I 破壊靱性値の初期値 G_{Ic} [kJ/m²]、最大値 $G_{I_{max}}$ [kJ/m²]、 $G_{I_{max}}$ と G_{Ic} の差 ΔG_I [kJ/m²] の平均値を示す。Fig. 6 からわかるように、 S 試験片の靱性値の初期値 G_{Ic} は S_0 試験片のものより、常温試験では 27%、高温試験では 35% 上昇しており、SMA ワイヤーの形状記憶効果によって破壊靱性値が大幅に向上した。高温試験の G_{Ic} の方が上昇率が大きい理由としては、SMA ワイヤーのヤング率の違いが考えられる。一方、 ΔG_I については、 S 試験片と S_0 試験片に大差はなく、SMA ワイヤーの形状記憶効果よりもワイヤーの架橋による G_I の上昇が卓越したことによるものと考えられる。Fig. 4 と Fig. 5 の R カーブの立ち上がりは、 S 試験片の方が S_0 試験よりもわずかに急であり、また、高温試験である Fig. 5 の方がその傾向が顕著で

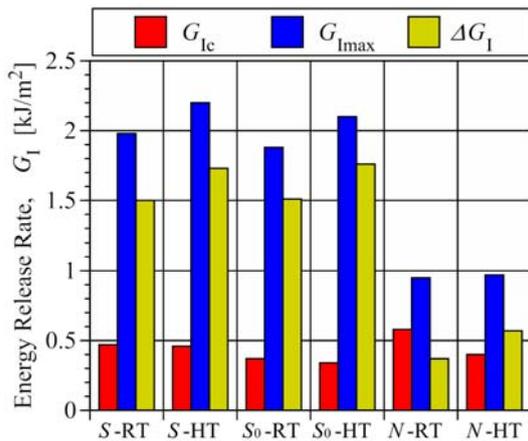


Fig. 6 各試験片の破壊靱性値の比較

ある。これは、SMA ワイヤの形状記憶効果によるものであり、特に高温試験ではワイヤのヤング率が大きいため積層板の板厚方向に大きな圧縮応力が発生していたことが予想される。

Fig. 6 からわかるように、 N 試験片の高温試験 G_{Ic} は常温試験よりも約 0.2 kJ/m^2 小さくなっている。これは高温により樹脂の軟化が起こっていることが原因と考えられる。 S 試験片の高温試験 G_{Ic} は常温試験よりもわずかに小さい程度であり、SMA ワイヤの形状記憶効果が樹脂の軟化による G_{Ic} の減少を抑えたと考えられる。

以上、主要な成果として、わずか 0.09% の体積含有率の SMA ワイヤで縫合した試験片のモード I 層間破壊靱性値は、SMA の形状記憶効果を利用することによって約 30% 向上したことが挙げられる。並行して進められた損傷発生による SMA ワイヤの電気特性変化に関する基礎研究をこの成果と統合して行くことにより、航空宇宙機構造へ適用可能な耐衝撃スマート構造複合材料が実現できる。

参考文献

- [1] 浦田幸恵ほか, 日本複合材料学会誌, Vol.31, No.4, 2005, 168-176
- [2] ASTM D5528-01

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計 1 件)

- ① Masahiro Nakayama, Nobuhide Uda and Kousei Ono, Probabilistic assessment of pin joint strength in CFRP laminates, Composite Structures, 査読有, Vol.93, 2011, 2026-2030 DOI: 10.1016/j.compstruct.2011.02.019

[学会発表] (計 30 件)

- ① 高橋大輔, 宇田暢秀, 他 3 名, SMA ワイヤによる VaRTM 成形 CFRP 積層板の層間強化, 日本航空宇宙学会西部支部講演会 (2010), 2010 年 11 月 12 日, 九州大学伊都キャンパス (福岡市)
- ② 高橋大輔, 宇田暢秀, 他 3 名, VaRTM 成形 CFRP の SMA ワイヤによるモード I 破壊靱性強化, 第 53 回構造強度に関する講演会, 2011 年 7 月 27 日, ジョイナス (秋田県民会館付属施設, 秋田市)
- ③ 高橋大輔, 宇田暢秀, 他 3 名, 形状記憶合金を利用した VaRTM 成形 CFRP のモード I 破壊靱性強化, 九州大学応用力学研究所研究集会「複合材料及び新エネルギーへの応用と評価」, 2012 年 1 月 7 日, 九州大学筑紫キャンパス (福岡県春日市)
- ④ 和田優登, 宇田暢秀, 他 3 名, SUS ワイヤモデルコンポジット CT 試験による界面特性評価の妥当性, 第 54 回構造強度に関する講演会, 2012 年 8 月 2 日, 熊本市国際交流会館 (熊本市)
- ⑤ 橋本結城, 宇田暢秀, 他 3 名, 形状記憶合金ワイヤ縫合 CFRP 積層板のモード I 層間破壊靱性, 第 55 回構造強度に関する講演会, 2013 年 8 月 7 日発表予定, 室蘭工業大学 (室蘭市)
- ⑥ 他 25 件

[その他]

ホームページ等

<http://www.aero.kyushu-u.ac.jp/assl/research.html>

6. 研究組織

(1) 研究代表者

宇田 暢秀 (NOBUHIDE UDA)
九州大学・大学院工学研究院・教授
研究者番号: 20160260

(2) 研究分担者

小野 幸生 (KOUSEI ONO)
九州大学・大学院工学研究院・助教
研究者番号: 90038092

(3) 連携研究者

なし