

## 論文の内容の要旨

論文題目：形状記憶合金箔埋め込み型 CFRP 積層板を用いた損傷制御システムの航空機構造への適用化研究

氏 名：萩巣敏充

本研究では、航空機構造の軽量化のため、CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic)複合材料の大幅適用化に向けた設計許容値の向上を目的として、形状記憶合金：SMA(Shape Memory Alloy)箔を用いた CFRP 積層板の損傷(例えば、トランスバースクラック及びデラミネーション)発生を抑制するシステムの開発に取り組んだ。このようなシステムは、知的材料・構造システムと呼ばれ、今後複合材料の適用が拡大される方向にある航空機において、必要不可欠な技術であると考えられている。本論文では、最終的に航空機胴体(B737 Class)構造を模擬したデモンストレータ供試体の一部に開発した損傷制御システムを組み込んで、SMA 箔による損傷抑制効果を実機レベルの構造で技術的に実証したことを述べた。これらの結果は、知的材料・構造システムを航空機へ適用するための第一段階として、技術実証レベルを達成した事を意味している。

さらに、デモンストレータ試験結果とクーポン試験及び構造要素試験の強度データの一致により、これらの基礎データが、知的材料・構造システム設計に使用できる有効なデータとなり得ることを実証することができた。

以下に、本論文において具体的に達成された結論を示す。

第1章では、はじめに序論として知的材料・構造システムの開発に関わる研究の背景を述べた。次に、現在提唱されている知的材料・構造システムの概念を示すと共に、これまでに実施されて来た研究に関して調査検討し、それらの課題をまとめて本研究の目的及び開発の意義を説明した。

第2章においては、SMA の変態挙動を解析的に取扱うための熱力学的モデルを検討すると共に、SMA 箔自身の基本的な機械特性及び損傷抑制に必要な回復応力発生メカニズムを検討した。本章では、SMA 箔が、回復応力を発生するために必要な相変態のうち、R 相変態を考慮に入れた修正 Brinson モデルを提案し、本研究に用いた SMA の力学的挙動を解析的に検討可能な式を示した。また、SMA 箔の基本特性を調査すると共に、複合材への埋め込みにより発生する回復応力を取得し、2%程度の予ひずみを付与した SMA 箔を拘束して複合材料に埋め込むことによって、400MPa の回復応力が得られることを確認した。また、SMA に与えた予ひずみを拘束して複合材料に埋め込むことによって発生する回復応力の発生メカニズムを明らかにした。

第3章においては、損傷抑制が可能な知的複合材料を製造するために必要な技術的課題を検討した。はじめに、SMAをCFRPに埋め込む際の接着力を向上させるため、表面処理方法を開発した。具体的には、3%ふっ酸-15%硝酸で酸洗後、10%NaOH溶液を用いた陽極酸化処理を用いることにより、現状最も安定して高い接着強度が得られることを明らかにした。次に、複合材料積層板へのSMA箔挿入界面について検討し、エネルギー開放率を用いて挿入した際の影響を算出した。その結果、擬似等方積層板[+45/0/-45/90]<sub>s</sub>の場合90/90界面へのSMA箔挿入が、最もエネルギー解放率を抑制し、剥離進展の起点とならない界面であることを確認した。さらに、CFRP内部への積層硬化後SMAの回復応力を発現させるため、SMAの予ひずみを拘束可能な治具構造を検討し、ピン、ボルトによる強制的な拘束もしくは摩擦力による拘束が実用的にも最も実現性が高いとの検討結果を得た。一方、SMAの回復力を発現させるために必要な、オーステナイト変態点以上の温度への加熱手段として通電加熱手法を検討した結果、マイクロスポット溶接によってSMAを結合し、これを通電加熱用端子とする事で、局部過熱の少ない均一な通電加熱が可能であることを実験的に確認した。

第4章においては、予ひずみを有するSMA箔を埋め込んだクーボン供試体及び構造要素供試体を設計・製造して試験を実施した。さらに、SMA箔を埋め込んだ複合材料積層板の損傷抑制効果を理論的に検討した。本章のクーボン供試体を用いた負荷-除荷試験の結果、2%予ひずみを有するSMA箔を埋め込んだCFRP擬似等方積層板は、従来のCFRP積層板と比較して、トランスバースクラック発生ひずみが約30%以上、デラミネーション発生ひずみが約40%以上向上することが確認された。これらの損傷発生抑制効果は、構造要素試験供試体でも同様に確認された。さらに、クーボン供試体を用いた疲労試験の結果、最大負荷ひずみを0.5%とした場合、2%予ひずみを有するSMA箔を埋め込んだCFRP擬似等方積層板は、従来のCFRP擬似等方積層板と比較して、トランスバースクラック発生サイクル数が約25倍(約2,000cycle⇒約50,000cycle)、デラミネーション発生サイクル数が約200倍(約10,000cycle⇒約2,000,000cycle)に向上することが確認できた。さらに、損傷発生ひずみの抑制効果は、構造要素供試体を用いた疲労試験の結果からも同様の結果が得られた。

上記に述べた内容の試験実施過程で、損傷発生ひずみの詳細観察を実施した結果、SMA箔を中央に埋め込んだCFRP擬似等方積層板は、室温試験条件下で従来のCFRP積層板と比較し約0.21%の損傷発生ひずみ遅延効果があることを実験的に確認した。これは、SMA箔を埋め込んだ積層板のクラック開口変位の抑制効果によって発生しているものと考えられる。また、このクラック開口変位の抑制効果は、予ひずみを有するSMAの埋め込みによって発生する回復力に依存し、その力は一定のしきい値以上(試験結果では100MPa程度)があれば、約30%程度の抑制効果が得られることをSMAの回復力が異なる供試体で確認した。このように、SMAに発生する回復力が異なる供試体を用いた損傷抑制効果を比較することによって、CFRPに発生する損傷の発生/進展抑制効果はSMAに発生する回復応力に依存することが明らかとなった。

一方、著者らは、汎用FEM解析ソフト“Marc”を用いて2%予ひずみを有するSMA箔を埋め

込んだ CFRP 擬似等方積層板をモデル化し、この解析モデルに荷重を負荷して、その際得られた数値解析結果を基に Crack Closure Method を用いてクラック先端のひずみエネルギー開放率を算出した。その結果、SMA 箔を埋め込んだ CFRP 擬似等方積層板は、従来の CFRP 積層板と比較してクラック先端のエネルギー解放率が抑制されていることが確認できた。これらは実験値とよい相関を示した。

第 5 章においては、第 4 章にて確認した損傷抑制効果を実証した。本章におけるデモンストラータ試験の実施により、2%予ひずみを有する SMA 箔を埋め込んだ CFRP 複合材料構造は、従来の CFRP 構造に対して、トランスバースクラック発生ひずみが約 30%向上し、デラミネーション発生ひずみが約 40%以上向上することが確認された。以上の結果から、SMA を埋め込んだ CFRP 積層板の損傷抑制効果を実機模擬構造レベルで技術的に実証する事ができた。

一方、試験の結果から、SMA 埋め込み型 CFRP 複合材料積層板は、SMA への加熱なしにすでに同時積層硬化された状態で回復力を発生しており、この回復力が損傷進展抑制効果を発生する事も確かめられた。さらに、SMA の加熱による回復力の増加は大きな損傷進展抑制効果につながる事が確認された。このため、実用上の使用状況を考えると、航空機のフライト中は通電加熱のない状態で運用し、緊急事態が発生した場合にのみ通電加熱を実施して、SMA により発生する高い回復力を損傷発生/進展抑制に利用すべきである事を提言した。

以上の結果は、SMA 埋め込み型複合材料を用いた損傷制御システムの航空機への適用可能性を示している。

第 6 章では、結論として本研究の成果をまとめるとともに、本研究に関する今後の課題及び展望について述べ、システム実用化のためには、SMA の回復応力の増加、実用環境での有効性確認、システムの信頼性及び設計許容値への寄与が必要であることをまとめた。さらに、本研究によって損傷制御用内部アクチュエータとしてその有効性が確認された開発された SMA を用いた、種々のアプリケーショントライの現状をまとめ、油圧アクチュエータ及び高揚力装置用アクチュエータとして利用できる可能性があることを工業的視点から示した。

本試験の成果は、SMA 箔を用いた複合材料の損傷抑制システムの航空機構造への適用可能性を示すものであり、今後の知的材料・構造システム開発の礎と成り得る内容である。また、将来複合材料の損傷許容設計を実施する上で、重要な意味を有しており、その工業的意義は大きい。