

HF120 ターボファンエンジンへの CFRP 製静翼の適用

Application of CFRP Stator to HF120 Turbofan Engine

穴 藏 道 秀*
Michihide ANAKURA

田 口 収*
Shuu TAGUCHI

吉 田 州一郎*
Shuichiro YOSHIDA

要 旨

ファン Outlet Guide Vane の候補材料としてアルミニウム合金 (A7075) などが挙げられるが, HF120 ターボファンエンジン軽量化の一環として, CFRP 製ファン Outlet Guide Vane を開発した。

本部品 material には, 炭素繊維含有率が 60% 程度の Sheet Molding Compound を採用した。本 Sheet Molding Compound をファン Outlet Guide Vane へ適用するために, 米国連邦航空局 (Federal Aviation Administration) の材料認定を取得した。

CFRP の軽量特性を活用するために, ファン Outlet Guide Vane の翼とシュラウドを一体成形した。Sheet Molding Compound を採用することで, 翼の厚肉部でもプリプレグの積層枚数を 6 枚に抑えることができた上, 20 分のプレス時間でニアネット成形部品を製造することができた。その結果, A7075 と比較すると 40% の軽量化, 連続繊維で強化した炭素繊維強化熱可塑性樹脂の成形プロセスと比較すると, プレス工程において成形時間を 90% 短縮できた。

ファン Outlet Guide Vane 部品単体に対して, 衝撃試験や疲労試験などの評価を実施し, エンジンの認定試験に支障が無いことを前もって確認した。その後, HF120 ターボファンエンジンの認定試験を完了し, CFRP 製ファン Outlet Guide Vane の適用を実現した。

ABSTRACT

Materials such as aluminum alloys (A7075) are often mentioned as candidates for use in the manufacture of Fan Outlet Guide Vane components. As a part of weight-saving of the HF120 turbofan engine, an Fan Outlet Guide Vane made from CFRP was developed.

Sheet Molding Compound containing approximately 60% carbon fiber was used for the Fan Outlet Guide Vane. In order to apply the Sheet Molding Compound to the Outlet Guide Vane, material certification from the United States Federal Aviation Administration was acquired.

To utilize the light-weight characteristics of CFRP, the shroud and vane were integrally molded. The introduction of Sheet Molding Compound permitted the number of prepreg laminations reducing to six, even on the thick vane section, as well as achieving near-net-shape press molding within 20 minutes. As a result, weight was reduced by 40% in comparison with A7075, and press molding process time was reduced by 90% in comparison with the continuous fiber Carbon-Fiber-Reinforced Thermo-Plastic's molding process.

Outlet Guide Vane components underwent assessments such as impact and fatigue testing to ensure the successful completion of engine certification testing. Subsequently with the completion of certification testing, the application of CFRP Outlet Guide Vane in the HF120 has been achieved.

1. まえがき

HF120 ターボファンエンジン (HF120) を構成する静翼の一つであるファン Outlet Guide Vane (OGV) は, ファンロータ後方に位置し, 環境温度は比較的低温である。また, 他の静翼よりは寸法と重量が大きいため, 軽量化効果が望

まれる。これらの背景から, HF120 の軽量化の一環として, 炭素繊維強化樹脂 (Carbon Fiber Reinforced Plastic: CFRP) を OGV に適用することを目的として研究を推進してきた。HF120 の開発では, CFRP の軽量特性を活用するために, 翼とシュラウドを一体成形することを目標とした。

* 航空機エンジン R&D センター

2. 部品構成

HF120 の OGV の位置を Fig. 1 に示す。

OGV はファンロータの後方に位置する静止部品であり、ファンロータから流出した空気に含まれる旋回成分を取り除き、静圧を回復させる役割を担う。OGV から流出した空気は、エンジンコア側とバイパスダクト側に分かれる。

CFRP の軽量特性を活用するために、OGV はシュラウド一体型の翼として設計した。OGV は、高さ 125 mm、幅 85 mm、奥行 50 mm 程度の大きさである。また、翼前縁部にはエンジン入口から吸い込んだ砂などによる摩耗から CFRP の翼前縁部分を保護するための、SUS 製の Leading Edge Protector (LEP) を取り付けした。

42 枚の OGV と 42 組のシリコンゴム製ラバーブーツ、アルミニウム製インナリングを組み合わせ、OGV アセンブリを構成する。各 OGV はラバーブーツを介して、隣り合う OGV とシュラウド部に結合し、円環形状を形成し、インナリングで固定する。OGV アセンブリの外径は約 480 mm である。OGV アセンブリと OGV の概形を Fig. 2 に示す。

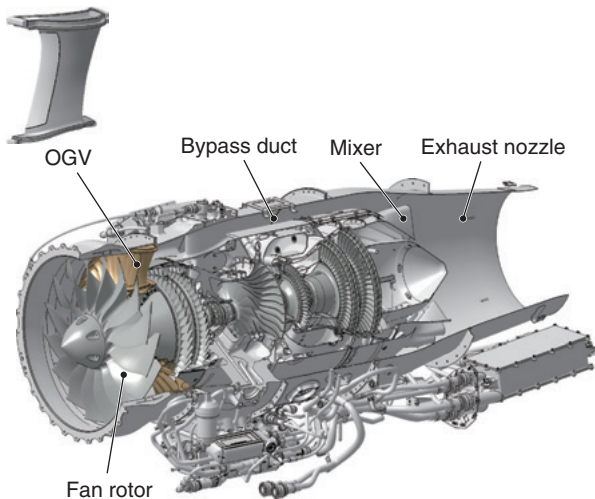


Fig. 1 HF120 OGV location

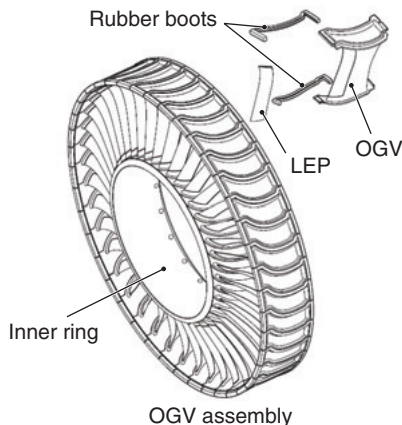


Fig. 2 Configuration of OGV and OGV assembly

3. 材料

3.1. 材料構成

OGV に適用した主な構造材料は、母材樹脂であるエポキシ樹脂に、強化繊維である炭素繊維を組み合わせ、Sheet Molding Compound (SMC) 形態の複合材料である。また、ファンロータから流出した空気に直接触れる面は空力特性に影響するため、表面の仕上がりが滑らかになる平織り材料を使用した。

本 SMC は、一方向強化プリプレグを繊維方向に 50 mm、幅 8 mm に切断した炭素繊維束を無作為に配向、積層し、厚さ約 2 mm のプリプレグシート状にした形態である。SMC の外観写真を Fig. 3 に示す。成形後の SMC の炭素繊維体積含有率はおおよそ 60% である。

3.2. 材料の機械的特性と軽量特性

本 SMC および、比較材料として A7075 の静的引張比強度を Fig. 4 に示す。縦軸の値は室温 (R.T.) 時の SMC の比強度を 100% として整理した割合を示す。

SMC の方が A7075 よりも引張比強度が高いことから、A7075 に対し、本 SMC 材料に軽量化の優位性があることがわかる。本 SMC の軽量特性を活用して OGV に適用することで、A7075 を適用した場合と比較すると、重量を約 40% 削減できた。

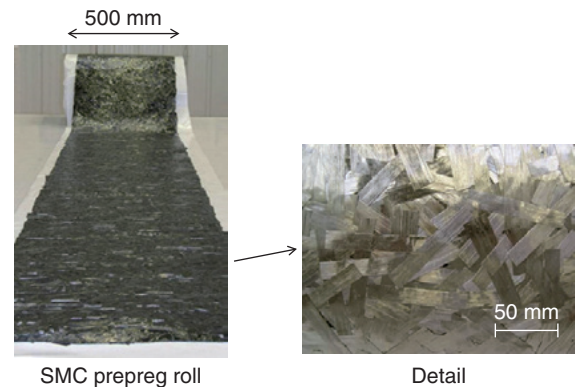


Fig. 3 Carbon-fiber-reinforced SMC

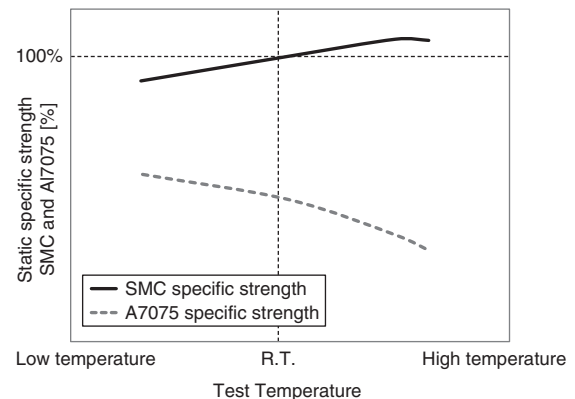


Fig. 4 Comparison of specific tensile strength

SMCは無作為に炭素繊維束が配向された形態であるため、1層あたりの強度や剛性の異方性は、一方向強化CFRPほど顕著ではない。また、SMCの最大引張強度は一方向強化CFRPに劣る。一方で、SMCは繊維が積層方向に入り混じって積層しているため、高じん性エポキシ樹脂を母材とした一方向強化CFRPよりも層間破壊じん性が高い傾向がある。本SMCと一方向強化CFRPのモードII破壊じん性値を比較すると、SMCの破壊じん性値は、一方向強化CFRPの約2倍の値を示す。比較図をFig. 5に示す。

3.3. 本SMCの新規材料認定

本SMCは新規材料であるため、航空機エンジン部品に適用するためには、新規材料として米国連邦航空局(Federal Aviation Administration: FAA)の認定取得が必要である。そのために約4年の歳月をかけて、材料の選定から始まり、代表的な機械的特性を調査するための材料試験や評価項目の検討をおこない、材料認定試験を実施した。

材料認定試験では、OGVの評価に必要とされる機械的特性、物理定数や疲労特性などさまざまな項目について評価試験をおこなった。

複合材料の評価試験を実施する場合、同一プリプレグから製作された試験片であっても、成形方法、材料異方性などが試験結果に影響する。そのため、CFRP板製作方法、試験片加工方法、試験方法に関する仕様書を作成し、その仕様書に基づいて試験片を製作し、材料試験を実施した。材料試験結果から、航空機エンジン部品の設計許容値を算出するためには、MIL規格⁽¹⁾などに基づく統計処理をおこなう必要がある。

上述のプロセスを完了後、本SMCの材料試験結果を反映した材料仕様書を作成した。本材料仕様書を元にしてHF120の共同開発パートナーであるGeneral Electric(GE)社とともに米国連邦航空規則(FAR)⁽²⁾の要求に基づく新規材料認定用の報告書を作成した。そして、その報告書をFAAへ提出し、本SMC材料の認定を受けた。

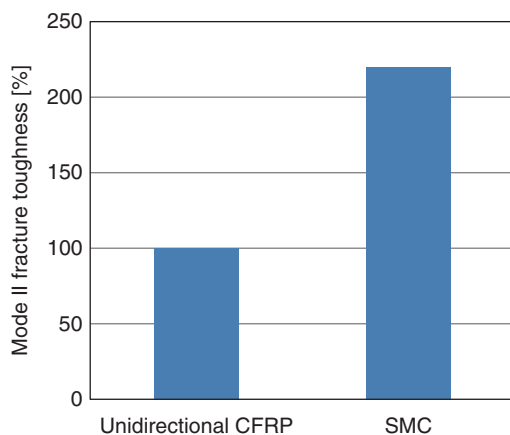


Fig. 5 Comparison of mode II fracture toughness

4. 製法

4.1. CFRP翼のプレス成形

航空機エンジン部品には少量生産で要求精度が高い場合がある。加えて、OGVは厚さが連続的に変化する部品であるため、高い成形自由度が必要となる。本SMCをOGVに適用した理由の一つにSMCの成形自由度の高さが挙げられる。

OGVのCFRP部はSMC成形法で成形した。

SMC成形法とはSMCの材料ロールから所定形状に切り出したチャージパターンを製品厚さや重量に合わせて複数枚積層して、金型でホットプレス成形する方法である⁽³⁾。

従来研究では、連続繊維で強化した炭素繊維強化熱可塑性樹脂(Carbon Fiber Reinforced Thermo-Plastics: CFRTTP)を180分間かけてホットプレス成形しており、チャージパターン数は翼部で17枚あった。本SMCを採用することで、チャージパターン数は6枚に削減し、プレス時間は20分とし、連続繊維CFRTTPのプレス時間から約90%短縮した。加えて、本SMCでは材料ロールからのチャージパターン切り出し時における繊維の配向角度を厳密に配慮しなくてもよいため、チャージパターンの切り出しレイアウトが容易となった。OGVに適用したSMC成形法の手順について以下に示す。また、手順の一部について作業風景をFig. 6に示す。

- (1) 材料裁断工程[Fig. 6(a)] SMCおよび平織り材料からチャージパターンを切り出す。
- (2) 各チャージパターンの重量測定と材料組み合わせ
SMCのチャージパターンは重量ばらつきがあるため、SMCの各チャージパターンの組み合わせで重量調整をおこなう。
- (3) ステージング 樹脂中に含まれる揮発成分を蒸発させる。また、プレス成形中の過度な樹脂流失を防ぐためにSMCの硬化を若干進めておく。
- (4) レイアップ工程[Fig. 6(b)] SMCおよび平織り材料のチャージパターンをレイアップ台へ貼り付けてレイアップする。
- (5) プレス工程[Fig. 6(c)] OGVを成形する際は2軸の圧縮成形機でプレスをおこなう。
- (6) ポストキュア エポキシ樹脂を完全硬化させるために、加熱炉を用いて一定温度で所定時間保持する。
- (7) トリミング工程 プレス工程で生じた樹脂バリをトリミングする。

4.2. LEPの冷間プレス成形

厚さ0.1mmのSUSシート材を用いて、LEPを成形した。薄板のプレス加工条件を適正化することで複雑形状を有する深絞り形状のLEPを冷間プレス成形することに成

功した。冷間プレス後、トリミングをおこなって最終形状にする。成形後の LEP 単体の写真を Fig. 7 に示す。

4.3. LEP の接着

ポストキュアが完了した OGV の CFRP 翼に、成形した LEP を接着する。接着前表面処理として、CFRP 翼の

LEP 接着部位はサンドペーパーで表面を粗くし、LEP はエッチング処理をおこなう。接着前処理後、エポキシ系フィルム接着剤で LEP と CFRP 翼を貼り合わせる。その後、真空バックで部品を覆い、オートクレーブを用いて接着する。接着後、仕上げとして、接着剤のバリのトリミングをおこなう。LEP 接着後の OGV の写真を Fig. 8 に示す。

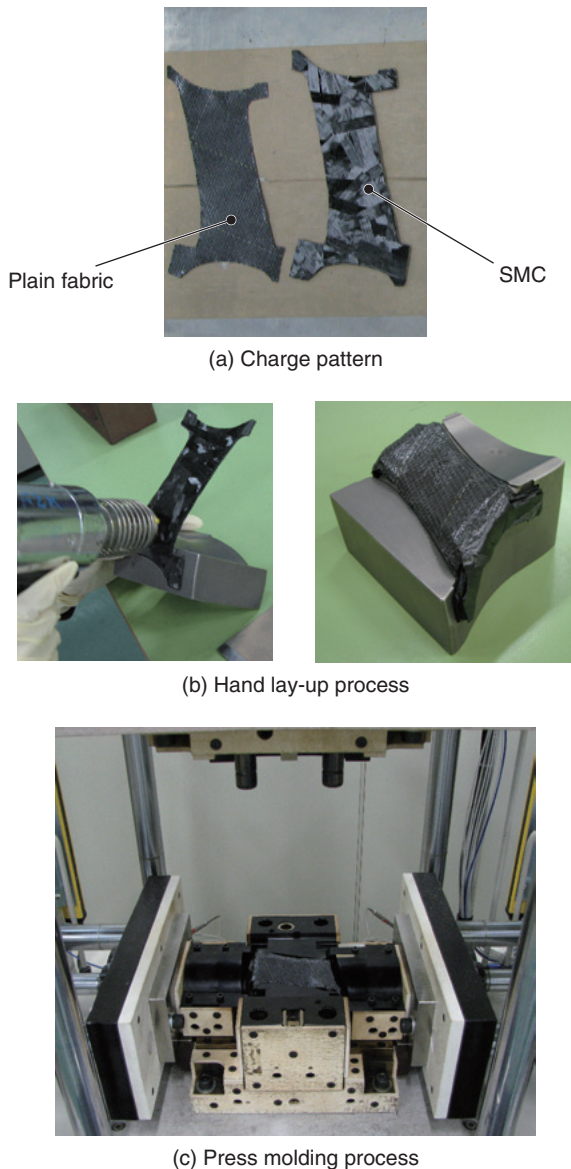


Fig. 6 SMC molding process of CFRP vane



Fig. 7 LEP

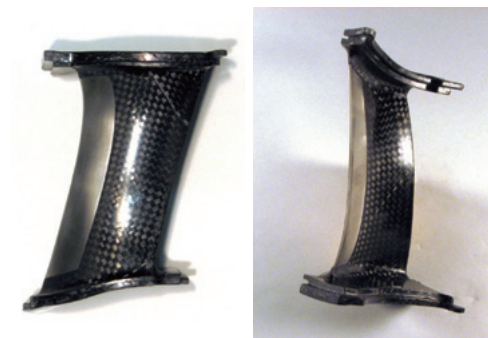


Fig. 8 OGV

5. 部品単体試験

エンジンの認定試験に先立ち、部品単体の評価をおこない、認定試験に支障がないことを確認した。

5.1. 評価項目

航空機エンジン部品に本 SMC 材料を適用するためには、耐環境性、耐衝撃性や疲労特性などさまざまな項目の評価が必要である。それらの中でも特徴的な項目は、耐衝撃性と高サイクル疲労特性である。これは、エンジン入口から吸い込んだ異物衝突による衝撃荷重に対する評価と回転部品などから励起される振動による高サイクル疲労負荷に対する評価である。

5.2. 耐衝撃性

OGV には、鳥やひょうなどの異物衝突の可能性がある。これらの外的要因の衝突によって部品の脱落などが起こらないことを目標とした。ここでは、OGV の Hailstorm に対する耐衝撃試験の結果を示す。Fig. 9 に試験風景を示す。

規定の速度で所定の時間ひょうを打ち続けた結果、OGV の CFRP 部のき裂や LEP 部のはく離は認められず、想定されるひょうの衝突に対して耐衝撃性を有することを確認した。

5.3. 高サイクル疲労特性

エンジン運転中、部品に対して生じる振動モードは曲げモードおよびねじりモードである。本試験においては、両方の振動モードに対して疲労試験をおこなった。

部品の固定方法による振動モードへの影響を小さくするために、部品の固定方法は Fig. 10 に示すように、シュラウド部分を樹脂で保持する片持ち固定とした。

次に、ホログラフィで各振動モードでの部品の固有振動数を確認した。ホログラフィによる振動モード形状写真を Fig. 11 に示す。Fig. 11 で確認できる翼表面のしま模様は、固有振動によって部品が変形する際に現れる。部品の変形勾配は、しま模様と直交する方向である。Fig. 11(a) から、翼はスパン方向（長手方向）に曲がっていることが確認できるため、曲げモードであることがわかる。また Fig. 11(b) は、翼がねじれて変形するねじりモードである。



Fig. 9 Impact resistance test

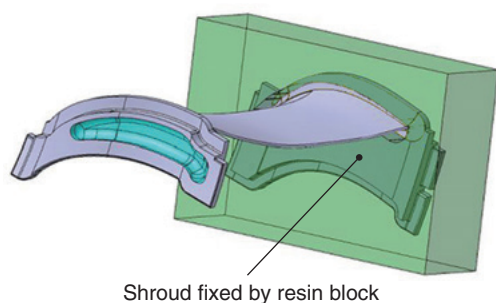


Fig. 10 Cantilever OGV for fatigue test

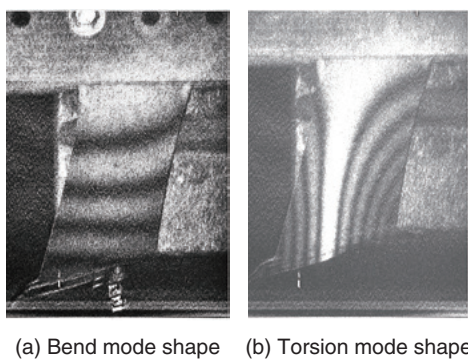


Fig. 11 Mode shape

Fig. 12 に疲労試験の様子を示す。Fig. 12 中の矢印方向に各モードの固有振動数を加えて部品を共振させた。

本試験の結果から、OGV は曲げモードおよびねじりモードにおいて、エンジン認定試験に支障が無い疲労特性を有することを確認した。

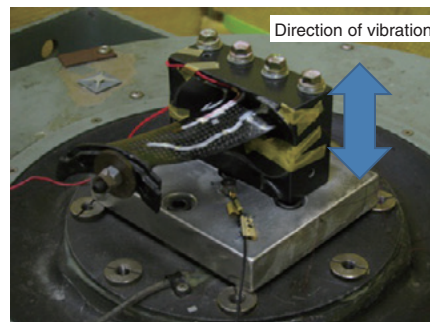


Fig. 12 Fatigue test

6. まとめ

強度特性および軽量特性に優れた CFRP を OGV に適用することでアルミニウムを適用した場合と比べて重量を削減することに成功した。また、従来研究で検討をおこなってきた CFRTP を本 SMC に置換することでプレス時間を短縮した。

部品単体試験結果から、SMC 材料で製作した OGV は、耐衝撃性、耐疲労強度特性などを有することを確認した。

参考文献

- (1) Department of Defense: MIL-HDBK-17
- (2) Federal Aviation Administration: Federal Aviation Regulations
- (3) 平野陽三: 第Ⅲ編 第2章 SMC 成形法, 複合材料活用事典, 産業調査会事典出版センター, p.497-501(2001)

■ 著 者 ■



穴藏 道秀



田口 収



吉田 州一郎