解 説

航空機の複合材部品の修理法

田 草 川 照 彦*

1. 初 め に

複合材料の定義としては、「2種類以上の材料（または、相）が組み合わせり、一体化して、それぞれの素材よりすぐれた特性を有する材料」ですが、最近では、繊維強化プラスチック (FRP) (ポリマーとしては、エポキシ樹脂が主流) の意味で使用されることが多くなっています。ここでは、アルミのハニカム接着構造を含めて、弊社における複合材部品の修理の歴史と今後の課題について紹介します。

2. 複合材料を使用する理由

航空機に複合材料が使用される理由は、第一に構造重量の軽減化です。構造重量の軽減により、燃料消費低減、有償荷重の増加がもたらされます。また、部品点数の削減、機体組立時間の短縮が図られます。

777 では、複合材料による重量軽減が 2,600 lbs (1,180 kg), 新しい金属材料による重量軽減が 3,200 lbs (1,400 kg) といえます。これらの重量軽減による燃料消費の削減量は、複合材料分 (2,600 lbs) が 1,000 Nautical Mile 当たり約 180 ポンド、新しい金属材料分が約 225 ポンドです。

3. 航空機の複合材・アルミハニカム構造材適用例

60 年代末から 70 年代に開発され、就航した B 747, DC10 では、フェアリング、翼の二次構造部材等にグラス系複合材料 (GFRP) が多く使用されました。また、二次構造部材でも、高い強度が必要とされる箇所については、アルミハニカム構造材料が使用されました (図 1 参照)。

80 年代に、就航した B767 では、アルミハニカム構造

材は、スラットの trailing edge wedge 等、限定された箇所でのみの使用となり、フェアリングや、翼の二次構造部材等には、カーボン複合材料、ケブラーが使用されるようになってきました (図 2 参照)。

90 年代に就航した B777 では、二次構造部材に加えて、垂直尾翼トルクボックス、水平尾翼トルクボックスの外板やストリンガー、客室の床桁等の主要構造部材にも複合材料の適用範囲が拡大、また、強化型のカーボン複合材料も使用されるようになってきています (図 3 参照)。

B767 や B777 で使用されるようになってきた複合材料は、advanced composite material といわれて、次の特徴があります。

(1) カーボン (graphite)/エポキシ複合材料

- ・カーボン繊維にエポキシ樹脂を浸透させたものを加圧加熱し硬化させて使用します。アルミ合金よりも高比強度・高比剛性です。
- ・硬くて、エポキシの熱伝導が悪く切削が難しい。
- ・導電性があり、アルミ合金と接触すると電解腐食を発生するので、接合部の表面に電流が流れないように処理する必要があります。
- ・吸湿性は低い。

(2) ケブラー/エポキシ複合材料

- ・ケブラーは、1972 年に初めて紹介された新しい芳香族ポリアミド繊維につけられたデュポン社の登録商標。
- ・引張り強度が高く、衝撃強度に優れた特性を持っていますが、圧縮強度が劣るので、二次構造部に使用されています。
- ・エポキシの熱伝導性が悪く切削が難しい。
- ・カーボンより価格が安い。

(3) Hybrid composite

- ・単一の繊維による材料の欠点・問題点を解決するために幾つかの繊維を組み合わせ使用するようにしたものを hybrid composite といいます。

(4) Advanced composite material では、繊維の方向を変えたり、繊維の枚数を変えることにより剛性と強度

* Teruhiko TAKUSAGAWA: 日本航空機技術研究部 (144-0041 東京都大田区羽田空港 1-6-3)
現在: ST Aviation Service Co. Pte Ltd., 11 Changi North Crescent, Singapore 499611

図 1 747 複合材・ハニカム構造材の適用箇所 (SH1/2)

図 1 747 複合材・ハニカム構造材の適用箇所 (SH2/2)

図 2 767 複合材・ハニカム構造材の適用箇所

を自由に調整できるという長所があり、更に重量軽減が可能となっています。

4. 航空機の複合材・アルミハニカム構造材整備の歴史

B747, DC10 で使用されているアルミハニカム構造材では、かつて、水浸入、それによる腐食、アルミスキンとアルミハニカムコア間の接着剥離クラック等の問題があり、比較的短い間隔での検査（コインタッピング、NDI, 目視他）を実施しているものもあります。グラス繊維のハニカム部材についても、水浸入、スキンとハニカムコアの接着剥離、クラック等の不具合を一部のパネ

図 3 777 複合材使用箇所

図 4 747 動翼・フラップリファビッシュ作業

ルに経験しています。これらのものについては、検査の強化、強化型パネルへの交換等を行っています。

更に、B747 では、動翼、フラップ、ランディングギアドア、スポイラーについては、リファビッシュと呼ばれるオーバーホール(内部詳細検査、修理/交換、ペイント塗り替え、防錆処置等)を実施しています (delivery 後、十数年経過した機体が対象、一部 DC10 でも実施) (図 4 参照)。

リファビッシュ作業では、動翼 (エレベータ 4 枚、ラ

ダー 2 枚、エルロン 4 枚各機) の 10 枚、フラップ 12 枚、のあわせて 22 枚が同時に取り外されて、ショップで、洗浄、分解、検査(X-ray、ハニカムボンド検査装置による検査)、修理、部品の交換、ペイント剥離、ペイント塗布、防錆処置などの作業が実施されます。ピーク時には年間 5 機実施しましたが、作業スペースの確保、施設の改修、設備の準備、作業の実施等で、大変な整備上の負荷が課せられました。ただし最近では、これらについてはボーイング社での設計改善や、vendor 変更・製造品質向上、

図5 ハニカムリビルド修理作業 (SH1/2)

また、対象機材減により、B747とDC10あわせて、年間3機程度に少なくなってきました。なお、リファーマッシュというのは、弊社独自の特別のオーバーホール作業です。

リファーマッシュ作業時に不具合が発見されて、通常の修理が出来ない接着構造部品は、航空機メーカーから購入された部品に交換されるか、または、リビルドという製造に近い修理（スキン、ハニカムコアの全面交換、ただし、機体取り付け金具や桁などのチタニウム製/アルミ製の部品は一部再使用）を実施した部品に交換されます。

1980年代、スポイラーやフラップベーンなどのアルミハニカム構造部品は、米国のリビルドを専門に行っている会社に外注修理を委託していましたが、その品質が悪いこと、また、将来航空機構造材として複合材の使用量が増大することから、その修理技術の修得が必要と判断され、1989年に自社修理化を決定し、1991年から開始しました。リビルド修理作業用施設・設備としては、表面処理設備（リン酸anodize）、primer塗布のためのブース、primer curing oven、clean room、オートクレープ、

図5 ハニカムリビルド修理作業 (SH2/2)

組立ジグ、モールド、取り付け金具のチェック用のジグ、ハニカムコア脱脂洗浄設備、工作機械などが必要です（図5参照）。

特に、モールドは、曲面を有する部品については、個々に製作する必要があり、その準備に多大な費用を要します。

なお、リビルド作業は、エアラインが通常実施するSRM (Structural Repair Manual: 航空機メーカーがエアラインに提供する修理用マニュアル) による修理の範囲を超え、運輸省航空局や米国連邦航空局等の特別な認可を受けて実施しています。

5. 航空機複合材部品に発生する 損傷のタイプと検査方法

4章で、航空機複合材部品に発生する損傷について一部紹介しましたが、複合材部品に発生する損傷のタイプと検査方法について表1に纏めたので、ご参照ください。

表 1 航空機複合材部品の損傷のタイプと検査方法

損傷のタイプ	検査方法	
	目視検査	非破壊検査
衝撃による損傷	○	X-ray 検査/ボンドティスター
雷による損傷	○	X-ray 検査
エロージョン	○	—
クラック	○	—
変形	○	—
デラミネーション	×	(コインタッピング), 超音波探傷, ボンドティスター
ディスボンド	△～×	(コインタッピング), 超音波探傷, ボンドティスター
水の浸入	×	X-ray 検査, サーモグラフィー
熱による損傷	○	X-ray 検査, ボンドティスター

6. 航空機複合材部品の修理プロセスの概説

航空機の複合材部品の修理は、通常、航空機メーカーから提供される SRM に規定された方法に従って、修理を行います。

SRM には、航空機部品の材料、許容される損傷、修理限界、修理方法等が詳細に規定されています。

複合材料部品は、製造時には、オートクレーブにより、高温高圧力で硬化されて所定の強度が出るわけですから、これを使用しない方法では、修理可能な部位、修理可能な大きさは、当然のことながら制限されます。

カーボン、グラスやアラミッド等繊維系の複合材料の修理に関し、SRM で指示されている修理方法には、その硬化温度で、hot bond repair と cold bond repair に大別されます。また、修理に使用される材料から、prepreg repair と wet layup repair に分けることもあります。

Prepreg とは、graphite/aramid/fiberglass 等の強化繊維にあらかじめ樹脂を一定の重量比率で含浸させ半硬化状態とした sheet 状の材料です。Prepreg repair とは、メーカーで製造された roll 状の prepreg を冷凍庫に保管しておき、repair 時にこれを取り出し、必要サイズに cut し、repair area に layup し、vacuum で加圧し、加熱 (250°F/350°F) して、硬化するものです。

Precured patch とは、fabric または、tape をあらかじめ何層か硬化させたもので、修理時には adhesive を使って接着します。

Wet lay up とは、強化繊維に mix type の樹脂を含浸させ必要なサイズに cut し、repair area に積層した後、vacuum で加圧し、硬化させる方法です。温度は、室温で硬化させる方法 (cold bond repair)、加熱 (150°F/200°F/250°F/300°F/350°F) する方法 (hot bond repair) とあります。

Prepreg repair の利点としては、樹脂があらかじめ含浸されているため、作業による樹脂の量のバラツキや混合ミスがなく、品質が均一です。作業がきれいに行えます。難点としては、prepreg の shelf life が短いことです。Shelf life は工場出荷から 180 日のものが多い。180 日を超えても各 material の試験を使用前に実施し、条件を満たせば更に 180 日延長できます。冷凍庫 (−18°C 以下) に保管する必要がある、また、冷凍庫から取り出して解凍し作業を行いますが、この冷凍状態から室温に戻すことを暴露といい、暴露時間 (単位) にも制限があります。また、解凍回数も 6 回と制限があります。従って、各 prepreg は、暴露時間、解凍回数の記録を取っておき、shelf life と併せて守る必要があります。また、未解凍の状態で開封をすると、空気中の水分が prepreg 表面に結露し品質の劣化を起し、接着強度の低下につながる恐れがあるなど、material の管理・取扱いを厳格に行う必要があります。

Advanced composite structure の hot bond repair は、200°F (約 95°C)・250°F (120°C)・350°F (180°C) で行われます。

SRM には、各部品ごとに repair data を示し、適用すべき温度システムの repair limit について規定してあります。Hot bond repair を実施するには、オープンまたは、heating blanket が必要です。Autoclave の使用については optional です。Hot bond repair には、prepreg material, precured patch, wet lay up が用いられます。Repair を加熱方法、または、材料から整理すると、図 6 のようになります。Hot bond の利点は cold bond に比べて強度が高いことです。

A. 強化繊維系複合材ハニカム修理方法

修理の流れを図 7 に示します。以下、wet lay up で加熱硬化の場合について、簡単に説明をします。

図 6 Repair の加熱方法, 材料からの分類

(1) 損傷範囲の決定

損傷範囲は, 目視検査および, 非破壊検査 (超音波探傷法, X-ray 等) によって決定します。また, 損傷箇所付近についても水, 油・汚れ等の有無についてチェックする必要があります。

(2) 損傷部位の材料・構造の確認

損傷部位の材料・構造, 修理可能な範囲・方法について SRM で確認を行います。

(3) 修理方法の決定

修理方法は, contamination の有無を考慮して, 決定します。水の浸入がハニカムコアにある場合は, その部分を vacuum で引いて, かつ 150°F (66°C) ~ 170°F (77°C) の範囲に最低 1 時間加熱する必要があり, 時間がかかるため, コアを交換する方が手取り早いこともあります。また, 接着剤が修理箇所付近で劣化している場合は, prepreg repair は避けるべきです。

図 7 修理の流れ

(4) 損傷したスキンやコアの交換

損傷したスキンやコアの除去は、極力、単純な形で実施します。複雑な形にすると後の repair fabric の準備に時間がかかり、resin の硬化にもつながります。ハニカムコアやソリッドラミネートに浸入した水は、加熱やバキュームを利用して除去します。加熱は、5°F (3°C) を超えない温度の上昇率で加熱し、150°F (66°C) ~ 170°F (77°C) の範囲に最低 1 時間維持します。

(5) 修理箇所のマスキング

修理箇所の周囲および、その付近は、損傷したスキンを除去する際にデラミネーションを発生させないようにまた、表面のファイバーを傷つけないように保護する必要があります。マスキングは、オーバーラップの幅を考慮して行います。

(6) ペイント/tedlar film のサンディングとクリーニング

ペイントや tedlar film (防水用の膜) を 150 番以上の細かなサンドペーパーでサンディングにより、除去します。エア、真空掃除機を使って、サンディングの時の塵埃を除去し、溶剤をきれいな布に浸してふき取ります。

(7) ハニカムコアプラグの製作・クリーニングと取付け

ハニカムコアプラグの製作に際しては、元のコアの方向性と同じにします。交換用のコアプラグは、周囲のコアと壁面で接触していなければならないので、サンドペーパーで、調整しながら行います。交換用のコアプラグは、途中までの深さのコア、あるいは、全深さのコアのいずれでも良い。

クリーニングは、MEK またはアセトンの槽に 1 回 60 秒で、最大 4 回まで浸して行うか、または vapor degrease を 1 回 30 秒で、最大 4 回までとします。この限度を超すとコアに損傷が生じるので注意のこと。また、取付け前には完全に乾燥させておきます。

(8) ハニカムコアの接着

① バギングして、最低 560 mmHg で真空を引きます。ここで、バギング (bagging) とは、耐熱性のプラスチックシートとシーリング材で、修理部を密封することをいいます。

② 250°F cure system では、260°±10°F で最低 90 分、または、350°F cure system では、355±10°F で最低 120 分硬化させます。

(9) 修理プライを準備します。

(10) 修理プライを修理エリアにセットし、バギングを行います。

(11) 硬化します。

250°F cure system では、260°±10°F で、最低 90 分、または、350°F cure system では、355±10°F で、最低 120 分硬化させます。

(12) 修理箇所の防水用の膜、コンダクティブコーティング、塗装を行います。

(13) 修理エリアの検査を行います。

B. アルミハニカムの修理

アルミハニカム修理では、スキン修理にグラスファイバーを使う修理とアルミを使用する修理があります。

また、接着剤の硬化温度として、常温硬化型修理と加熱硬化型修理とに大別できます。アルミの表面処理として、PANTA method と、フッ化水素酸/アロージン処理があります。

以下の修理の手順は以下のとおり。

(1) 損傷部分のクリーニングを行います。

(2) スキンにクラックが無いか検査を行います。

(3) 損傷箇所を除去します。

(4) 修理用コア、ダブラーを製作します。

(5) ダブラー、コアを仮付けし、接着フィルムの数と位置を決めます。

(6) 修理エリアのクリーニング

① プライマーが塗布されているエリアは、MEK を浸した布で、クリーニングします。

② プライマーが塗布されていないエリアは、MEK で、クリーニングした後、スコッチブライトで研磨します。

③ ハニカムコアが除去されたエリアは、スコッチブライトで研磨し、MEK でクリーニングした後、MEK を完全に乾燥させます。

(7) 修理エリアの表面処理とプライマー塗布

リン酸非タンク方式で陽極処理 (PANTA: Phosphoric Acid Non-Tank Anodize) を行います。CIAP (Corrosion Inhibiting Adhesive Primer) を 0.00015 ~ 0.0004 インチ塗布し、室温または 200°F で最低 30 分、タックフリーまで乾燥させた後、200±10°F で、最低 120 分硬化させます。

(8) プライマーが塗布されていない修理用ダブラーのクリーニング

① MEK またはアセトン等の溶剤を湿した布でダブラーを拭きます。

② ダブラーの表面をスコッチブライト等で研磨します。

③ ダブラーの表面に水で濡らし、水の膜が最低 30 秒

間保持されることを確認します。保持されない場合は②、③を繰り返します。

(9) プライマーが塗布された修理用ダブラーのクリーニング

MEK またはアセトン等の溶剤を湿した布でダブラーを拭きます。

(10) プライマーが塗布されていないダブラーへのプライマーを塗布し、硬化させます。

(11) 修理用のハニカムコアを蒸気脱脂洗浄、または、MEK の槽に浸してクリーニングを行います。

(12) 修理用ハニカムコアエッジに liquid adhesive を塗布し、硬化させます。

(13) Adhesive film をダブラーにセットします。

(14) Foaming adhesive をハニカムコアに塗布します。

(15) Repair part を取り付けます。

(16) 硬化中に動かないようにダブラーをポリエステルテープで固定します。

(17) Adhesive film が端部から、過度に流れ出さないように、端部にポリエステルテープをとめます。

(18) 真空圧 (20-24 in Hg) または、圧力 35 ± 5 psi をかけます。ただし、真空圧の場合は、圧力が 10-12 psi しかかからないので、修理可能な場所・大きさに、制約がある場合もあるので、注意を要します。

(19) Heat blanket その他の熱源により、 $225 \sim 250^\circ\text{F}$ の温度で、 120 ± 5 分硬化させます。

(20) Sealing と refinish を行います。

(21) 修理エリアにデラミネーション等の異常が発生していないか、コインタッピング、目視検査を行います。

7. 今後の課題

複合材の使用量は、今後開発される大型民間機、あるいは、現在検討中の超音速機では、ますます、使用量が増大すると考えられます。767 や 777 で使用され始めた

炭素繊維系複合材の部品では、大きな問題は発生していませんが、いったんこれらの部品に問題が発生すると、手間のかかる非破壊検査を実施する必要が生じたり、また、部品の修理/交換が必要となると更にエアラインの負担となります。新しい複合材料を採用するに当たっては、環境試験等を十分に行って決定してほしいものです。また、複合材が尾翼、主翼の二次構造部材や胴体のフェアリングに留まらず、主翼一次構造部材や胴体スキンに適用が及んでくると、ペイント剝離においても従来使用されている化学的なペイント剝離剤が使用できなくなり、エアラインにとって整備負荷を増やす要因となります。複合材部品の使用について、軽量化のメリット、整備負荷その他、ライフサイクルコストで、評価を行うという考えもアメリカを中心に検討され始めています。

8. 最後 に

航空機の整備の要素として 4M とよくいわれます。それは、Method(方法)、Material(材料)、Machine (設備)、Man (人) ですが、複合材修理では、特にこの 4M の管理が重要です。すなわち、複合材修理に使用する材料は厳しい管理が必要で、また、接着に使用される設備も定期的にその精度の検査が必要です。それを実施する人もスキルをもった人でなければなりません。

航空機が大型化するにつれ、また、経済性が求められるようになって、ますます、複合材の航空機への適用が増え、今後も続くと思われます。

この複合材部品の修理を行うには、今まで述べたとおり、相当整備投資が必要で、また、運用・維持費もかかってきます。

航空機での複合材修理について、概説しましたが、航空機で要求される安全性の程度と他産業のレベルは、非常に違いがあると思われます。ここで、述べた話が他産業で、少しでも参考になれば幸いです。