航空機構造用複合材料の進展*1

今村次男*2・山口泰弘*2

Key Words: Composite Materials, Aircraft Structures, CFRP, PMC

1. はじめに

航空機は、多くの周辺技術に支えられて成立する技術集約・ハイテク製品で、新技術の適用が積極的に行われその成果は他分野での技術水準を引き上げていく技術先導製品でもある。材料面でも、航空機はその時代の最先端材料を取込みながら発展を遂げ、また逆に、航空機での実用がその材料の発展をリードしてきた。なかでも、この10年間航空機構造材料として最も注目されてきたのは、炭素繊維強化プラスチック(CFRP)をはじめとする複合材料である。ここでは、航空機機体への適用が進んでいる樹脂系複合材料(Polymer Matrix Composite)、特に長繊維強化型PMCについて、最近の10年間の応用機種例を紹介するとともに関連する材料・加工法の現状と将来動向について述べる。

2. 航空機機体への応用

複合材料のうちCFRPに代表されるPMCは、単に比強度比剛性の力学的性質に優れているだけでな

く、複雑な形状の成形が容易であることや腐食を生じないことなど機体構造材料として好ましい特性を有していることから、この10年間著しい発展を遂げている。第1図¹⁾に航空機における複合材料利用の推移を示すが、そのほとんどはPMCである。複合材料の航空機への応用は、軽量化による性能向上が最優先する戦闘機が先行し、安全性や経済性を重視する民間航空機へは少し遅れる傾向にある。一方低速で負荷荷重も小さく、重量により敏感な垂直離着陸のヘリコプタや、規制の比較的緩やかな小型機では、大幅に複合材料を応用しすでに量産に入っている機種もある。

これらの複合材料構造部品の研究開発から実用化迄には、第2図に示すように軍用機の例でも約10年を

第1図 航空機へのPMCの利用の推移

著者紹介

今村 次男 (正会員)

昭和19年生。福岡県出身。昭和42年九州大学工学部冶金学科卒業。同年三菱重工入社。日本金属学会、日本軽金属学会、日本機械学会各会員。

山口 泰弘 (正会員)

昭和21年生。鹿児島県出身。昭和43年京都大学工学部工業化学学科卒業。同年三菱重工入社。日本複合材料学会評議員、日本材料学会、日本機械学会各会員、先端材料技術協会(SAMPE JAPAN)例会委員。

(SAMPE JAPAN) 例会委員。

第2図 研究から実用までの所要期間

*1 平成6年12月7日原稿受理 Composite Materials for Aircraft Structures

*2 三菱重工業(株)名古屋航空宇宙システム製作所 Tsugio IMAMURA and Yasuhiro YAMAGUCHI

(出所) ICAO Bulletin, May 1981

第3図 民間航空機機体材料の変遷予測

出所: Hyatt他, Science & Engineering of Light Metals, RASLEM 91 (1991年10月)

第4図 ボーイング社旅客機における機体構造材料構成の変遷

要しており、新しく出現した最先端の材料を航空機構造に適用し実用するには長い期間を要することがわかる。適用部品も舵面などの二次構造から尾翼・胴体の一次構造へ段階的に発展している。以下、製品ごとに分類して、応用の現状について紹介する。

2.1 大型民間機 第3図に約10年前に予測された民間機用構造材料の変遷を示す。これに対し、ボーイング社での推移を第4図に示す。1960年代に開発され現在も大量輸送で大活躍中のジャンボ機 B 747 では、舵面、翼端、エルロンなどにガラス繊維強化プラスチック (GFRP) 複合材料が全構造材料の約1%程度応用されているにすぎなかったが、1982~83年に

第5図 ボーイング767の複合材 (ボーイング社資料)

第6図 ボーイング777の複合材

第7図 マクドネルダグラス MD-11 の複合材

第8図 エアバス 320 の複合材

初飛行した B 757, B 767 (200~250 席クラス) ではアラミド FRP (AFRP), CFRP も適用され (第5図) 約 3% になっている。さらに日本も 25% の分担で開発中の, 1994 年 6 月初飛行に成功した B 777 (350 席クラス) では, 応用が尾翼一次構造材にも拡大され (第6図²⁾) 約 10% となるが, 第3図の予測よりは低い傾向にある。又, 同じ米国のダグラス社の MD 80 (1983 年初飛行, 150 席クラス), MD 11 (1990 年初飛行, 300 席クラス) では, GFRP, AFRP, CFRP の複合材料が主翼パネル, フラップ, テールコーン等の二次構造

部品に応用されている (第7図)。

一方, 新材料の適用に積極的な欧州では, 1987 年初飛行のエアバス A 320 (160 席クラス) に構造重量の約 20% の複合材料を適用し, しかも一次構造である尾翼桁間構造をすでに実用している (第8図)。同じくエアバス社で開発され最近運航を開始した A 330/340 (300~400 席クラス) や仏伊共同開発のコミュータ機 ATR 72 (70 席クラス) でも約 20% の適用といわれている。

現在, 大型民間機を運用する世界の航空会社は, 世

(出所) 日本機械工業連合会, 平成3年度超音速輸送機用材料技術動向調査, 1992年3月

第9図 ロッキード/ボーイング/ゼネラルダイナミクス
YF-22Aのプロトタイプ, 量産型(計画)の構造
材料構成

第10図 T-4の複合材

界的経済不況や運賃競争から大多数が赤字経営を余儀なくされており, またダグラス, ロッキード等機体メーカーも厳しい環境にあるものの, 航空機輸送に対する基本需要は今後も増加すると予測されている。このため, 大量輸送のための超大型機や短時間輸送のための超音速輸送機の開発も検討されており, 600~800席クラスの超大型民間機やマッハ2~5の超音速機を成立させるための構造材料は複合材料であるとされ, 一部ではすでに研究に着手されている。

2.2 軍用機 この10年間新規量産戦闘機の例は少ないが, 開発機種としては, フランスのラファール(1986年初飛行), ユーロファイタEFA(1992年初飛行)及び1991年に米国の次期戦術戦闘機ATFに決定したロッキードF-22(1990年初飛行)などが代表にあげられる。F-22のプロトタイプと量産型の材料構成

を第9図に示す。PMC系複合材料が各々23%, 35%の割合を占め, しかも熱可塑性樹脂をマトリックスとするPMCが13~15%と適用されているのが注目される。材料技術の進歩により, 高強度炭素繊維と高耐熱性熱可塑性樹脂をうまく組合せた靱性や耐環境性に優れたPMCが出現し, これを構造部材に適用することにより機体の高性能化を図っている。

又, 1991年の湾岸戦争で活躍したF117に代表されるステルス機分野でもPMCが多用されているといわれ, 1989年初飛行のステルス爆撃機B-2では, 主翼をはじめ数千ポンド使用との報告もある。

日本では, 1981年から開発され1985年に初飛行した純国産の中等練習機T-4が, CFRP, KFRPおよびそのハイブリッドのPMCを構造材料の約4.5%に適用している(第10図)。又, 現在1995年夏の初飛行

をめざし日米共同開発中の FSX では、主翼全体を CFRP の一体成形で製造するなど日本の複合材料技術が適用される計画で、米国ロッキード社でもすでに試作が進められており、技術移転の点からも注目されている (第 11, 12 図⁹⁾。

2.3 ヘリコプタ、ビジネス機 ヘリコプタや小型ビジネス機の分野では大幅に複合材料を適用した機種がこの 10 年間で現われている。1989 年初飛行の実用ティルトロータ機ベル・ボーイング V-22 では、約 8 t の構造重量のうち 50% に PMC を適用し、アルミ合金製に比べ 25% の重量軽減効果をあげたといわれている (第 13 図)。

同じく 1989 年に初飛行しテールロータのないことで話題となったマクダネル 520 N ノータ機ではテールブームも PMC 化し一層の軽量化を図っている。又、全複合材製ヘリコプタとしてボーイング社が開発した B 360 も 1987 年に初飛行しており脚光を浴びた。

日本での最近の例としては、BK 117 (第 14 図) や対潜ヘリ SH-60 J (1987 年初飛行)、救難ヘリ UH-60 J (1990 年初飛行) がある。

一方、ビジネス機で代表的な機種は、1986 年に初飛行したビーチ社スターシップ (6~7 席) で、主翼、胴体とも CFRP 表面板のハニカムサンドイッチ構造からなる全複合材機となっている。その斬新さの点から型式証明取得に苦労があったものの 1991 年に認可を受け量産に入っている (第 15 図)。その他、1984 年に初飛行したアブテック 400 (5~9 席)、1988 年初飛行のスケールドコンポジット社トライアンフ (6~7 席) も全複合材機として開発され、小型機分野での先駆機として発展が期待されたが、スターシップ同様販売面で苦しい状況にある。

3. 機体構造用複合材料の材料・加工法

航空機用複合材料の強化繊維としては、ガラス・アラミド・炭素・ボロン・炭化けい素などが実用されている中で、力学的特性・成形加工性、コストの点から炭素繊維が多用されている。機体一次構造への適用拡大にともない炭素繊維自身の高強度高伸度化が進められ、複合材料の破壊歪が大きくなり適用部材の設計許容歪を大きく認定できるようになっている。引張強度 700 kgf/mm^2 、破断歪 2% 以上の繊維や弾性率 80 t/mm^2 の繊維も最近では出現しているが、圧縮強度の向上も課題とされている。

一方、ガラス・アラミド繊維は剛性と圧縮特性に劣ることから二次構造への応用が多いが、電波透過性を活用したレードーム、アンテナカバーへの適用および

第 11 図 FSX

第 12 図 ロッキード社試作一体成形主翼

第 13 図 V 22 材料構成

第 14 図 BK 117 の複合材

第15図 ビーチ社スターシップ

炭素繊維と組合せハイブリッド材としたフェアリング、ヘリコプタブレードへの適用が特徴的である。

マトリックス樹脂については、低硬化収縮性、繊維との接着性、硬化品の特性などの点から熱硬化性樹脂のひとつであるエポキシ樹脂が中心である。エポキシ樹脂にも多くの種類と組合せる硬化剤・配合剤があり、力学的特性、環境性、成形性など機体構造の要求に応じて材料設計が行われるマトリックスとして最適なものが適用される。

さらに、一次構造用複合材料には、靱性(タフネス)と耐熱性の一層の向上が要求されつつある。エポキシ系をマトリックスとする現用積層型の複合材料では、衝撃損傷後の圧縮特性 CAI (Compression After Impact) のタフネスと Hot/Wet と呼ぶ吸湿後の高温圧縮強度の耐熱性が設計標定となっており、双方を満足させるマトリックス樹脂の開発が最近非常に活発である(第16図¹⁾)。

超音速機の機体やエンジン周辺部材には、高耐熱性のビスマレイミドやポリイミド樹脂が注目され、一部は改良品が既に実用されている。これらは、200～300℃の耐熱性を示すことから SST や HST 構造用の候補材料にあがっている(第17図)が、成形に高温高

第16図 高靱性エポキシ樹脂の開発状況(各年代別のCAIとCHWのプロット)

出所：日本航空宇宙工業会、次世代航空機用新素材の実用化課題の調査(1991年3月)

第17図 各種耐熱性樹脂の耐熱温度

圧長時間を要するなど製造面での難点もあるため各国で研究開発が盛んである。一例として、日本航空宇宙工業会の委託により SST 用に研究開発されたスーパータフ・ビスマレイミド樹脂 CFRP の特性例を第18図⁴⁾に示す。

また、靱性向上の点から熱可塑性樹脂マトリックスが関心を集めており、PEEK, PAIなどをマトリックスとするPMCの材料開発も盛んになってきたが、成形性と耐熱性の点で課題が多い。タフネス評価例を第19図²⁾に、成形例を第20図³⁾に示す。

この様に航空機一次構造部品に適用するためには、靱性、耐熱性、成形性の全てを満足するマトリックス樹脂の出現が望まれる。靱性と成形性向上の一環として、熱可塑性系を熱硬化系にうまく組込んで効果をあげたCFRP成形素材が最近開発され、前述のB777尾翼一次構造に実用されようとしている(第21図)。

さらに材料面での新しい動向として、ハイブリッド材の繊維金属積層材(Fiber Metal Laminate)がある。アラミド繊維やガラス繊維のPMCをアルミ合金やチタン合金にはさんだシート状の素材で、損傷許容性や疲労特性に優れかつ従来の金属加工技術が適用できることから、航空機胴体構造への応用が検討されており、欧州を中心に研究開発が活発である(第22図)。

第18図 SST 構造用スーパータフ・ビスマレイミド CFRP 特性

第19図 熱可塑CFRP (CF/PEEK) とエポキシCFRP に対するDCB試験結果

航空機用PMCの成形加工法では、機体形状が空力面から複曲面で薄肉大面積の部材が多く、かつ比較的少量生産であることから、積層バッグ加圧加熱成形の一つであるオートクレープ法が一般的に採用されている。本方法は、第23、24図に示すように、成形治具上に積層したプリプレグ（Prepreg：一方向に引揃えた繊維や織布にマトリックス樹脂をあらかじめ含浸させ、半硬化状態にした成形素材、シート状・テープ状が多い）にナイロンフィルム・シリコンゴムなどのバッグ材を被せ、内部を減圧下オートクレープという圧力缶体の中で加熱加圧（通常120～180℃、3～7 kg/cm²）してマトリックス樹脂を硬化させ、脱型後成形品を得る方法である。大型複雑形状の成形品が高品質で得られるという反面、パッチ式でかつ工程に手作業

第20図 プレス成形による脚扉模擬構造部材成形品例

が多いため生産性には劣る成形法である⁶⁾。

成形法の最近の動向としては、一体成形技術、硬化モニタ技術、自動化技術、三次元複合材技術があげられる。

一体成形技術は、部品点数を減らし継手をなくすので重量軽減はもとよりコスト低減にも極めて有効である。戦闘機主翼を目指し開発、試作された例を第25

第21図 高靱性CFRP

素材

成形品

第22図 Fiber Metal Laminate 材

図⁷⁾に示す。

硬化モニタ技術は、オートクレープ中のマトリックス樹脂の硬化反応追跡を、成形品に装着したセンサからの電気的特性などの検知により行い、より最適な硬化条件をオンラインで求め成形する手法で、光ファイバ等のセンサを複合材中に一体化する将来のスマート成形法につながる技術である。航空機機体用エポキシ系PMCでの例を第26図に示す。

航空機用複合材料製品のコスト内訳は、材料20%、成形加工70%、検査ほかが残りとはいわれコスト低減のためには、この成形加工費の低減が重要であることから、工程の自動化が活発に取り組まれている。前述のエアバス部品を生産しているメーカCASA（スペイン）では、全工程のほとんどを自動化し、A330・340の水平尾翼部材を製作している（第27図⁸⁾）。他の自動化手法では、従来のフィラメントワインディングとテープレイアップを融合したファイバープレースメント法が開発され、大型複雑形状品の自動成形の点から注目されている（第28図）。

一方、立体形状織物のプリフォーム材をRTM（Resin Transfer Molding）法などで複合化する三次元複合材料技術は、従来の二次元積層型複合材料に比べ、より立体的な部材がネットシェイプで、しかも最終部品の要求性能に応じた繊維配列が自由にできるた

第23図 オートクレープ装置

第24図 オートクレープ成形概要図

第25図 一体成形品と成形治具システム

オートクレープ成形条件での硬化モニターによる加圧時間 (PT) の最適化

加圧時期の違いによる成形板の特性 (一方向, 16 ply オートクレープ)

成形板番号	加圧時期 (温度°C)	積層厚 (mm/ply)	密度 (10 ³ kg/m ³)	繊維含有率 (%)	ポイド率 (%)	断面観察
1	PT 1 (120)	0.121	1.61	69	1.1	繊維方向に沿ってプリプレグ層間にポイド発生
2	PT 2 (170)	0.133	1.66	68	0	ポイド, レジンリッチ部, ファイバーリッチ部もなく均一な組織
3	PT 3 (180)	0.140	1.60	67	2.7	繊維方向に沿ってプリプレグ層間に大きな連続ポイド発生

第26図 硬化モニタ技術例

第27図 成形の自動化と成形品例

め性能が飛躍的に向上すると期待されている。設計解析法・製織法・樹脂付与固化法などの要素技術の研究をはじめ、応用開発が盛んに行われており（第29図⁹⁾）、航空機機体構造への実用化も間近と予測される。

4. おわりに

最近10年間に複合材料の適用された航空機の紹介と材料加工法の現状と最近動向について、CFRPを代表とする樹脂系複合材料（PMC）を対象に述べた。他の金属系複合材料（MMC）、セラミックス系複合材料（CMC）については、PMCに比べ機体への実用例がほとんどないことから省いたが、宇宙往還機・スペースプレーン迄含めると軽量耐熱機体材料として脚光を浴びることとなろう。

航空機機体における複合材料の発展上の課題は、当面民間機用を主体とした製品の低コスト化にあり、設計、材料・成形加工法、検査、メンテナンス・修理

第28図 Fiber Placement 装置例

迄を含め幅広い対応が急がれる。軽量化ニーズを基本とする航空機用機体材料として複合材料の適用は、今後とも発展の方向にあり、材料加工技術をはじめ構造解析・設計、材料解析・評価、非破壊検査、品質保証技術など関連分野、関連会員諸氏の努力と進歩を期待

第 29 図 三次元複合材料研究例

する。

参考文献

- 1) 松井醇一：航空宇宙分野における高分子基複合材料，日本複合材料学会誌，1 (1994)，pp. 5-11.
- 2) 石川隆司：最近の航空宇宙用複合材料の進歩，強化プラスチック，9 (1994)，pp. 14-22.
- 3) Aviation Week & Space Technology, June 6 (1994)，p. 80.
- 4) 三菱重工ほか：超音速機用耐熱複合材料の研究，日本航空宇宙工業会，平成 4 年度委託調査研究成果発表会予稿集，p. 238.
- 5) 山口泰弘，吉田幹根：熱可塑性樹脂系複合材料の成形法に関する基礎研究，三菱重工技報，6 (1990)，p. 548.
- 6) 山口泰弘，吉田幹根：オートクレーブ成形の技術動向，成形加工，5 (1993)，pp. 298-304.
- 7) 則竹佑治ら：次世代戦闘機に対する炭素繊維強化複合材一体成形主翼構造技術(その 2)，第 29 回飛行機シンポジウム講演集，1992，p. 436.
- 8) Muñoz, P. L., et al: Automation of Processing of Composite Materials. An Example, The Airbus 330/340, vol. I, Proceedings of ICCM-9, July, 1993, pp. 51-80.
- 9) 山本哲也，西山 茂，長井謙宏：三次元複合材の製織法/強度解析法の研究，三菱重工技報，6 (1993)，p. 503.