

# 航空機の発達と その構造材料の変遷 (第5回)



C-ASTEC 中澤隆吉/中菱エンジニアリング 伊原木幹成

## 4.4 炭素繊維強化樹脂基複合材料:CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic)の開発

重量軽減は空を飛ぶ乗り物である飛行機の永遠の課題であり、飛行機構造設計者の目は常に構造重量の軽量化に向けられています。そこで新素材として炭素繊維強化樹脂基複合材料(CFRP:Carbon Fiber Reinforce Plastic)が開発されました。CFRP プリプレグを使用した部品製造方法の概略を図13に示します。CFRPは、高強度の炭素繊維を使用して縫った布を、エポキシ樹脂などの樹脂に含浸させて作ったプリプレグと呼ばれる薄い布状のものを使用します。この薄いプリプレグを何枚も積み重ねた積層体をオートクレーブと呼ばれる加熱・加圧できる圧力容器内で硬化させることにより部品を成形します。CFRPは引張荷重に対しては繊維である炭素繊維が非常に大きな荷重に耐えることができますが、一方、繊維なので普通なら圧縮荷重を支えることはできません。そのために繊維を真っ直ぐに張った状態に保持するために繊維を樹脂で固めて炭素繊維が荷重から逃げないように拘束して圧縮荷重も炭素繊維に分担させるよう工夫しています。現在、CFRPは加熱硬化後の比重が1.6前後で、アルミニウム合金の比重の2.7に比べて大幅に小さく、飛行機の構造重量の軽減が期待できます。

20世紀末、民間旅客機ではジェット燃料が高騰して航空輸送会社の経営を圧迫するようになり、機体構造を軽量化して燃費を向上してジェット燃料を節約することが急務となりました。そこで更に軽量高強度の材料で飛行機構造を作ることが必要になり、機体の構造材料のCFRP化が急速に進行しました。20世紀に飛行機構造

用材料の中心として使用されていた金属材料、とくにアルミニウム合金は、今やCFRPに置換えられて急激に使用比率が減少しています。21世紀になり、飛行機構造材料の主役交代は明白で、20世紀の飛行機の発達を支えてきたアルミニウム合金は落日を迎えています。しかし、金属材料を零にすることはできないため、CFRPと金属材料が混在することになります。CFRPとアルミニウム合金を結合すると、大きな電位差によるアルミニウム合金のガルバニック腐食問題が生じます。しかし、チタン合金とCFRPは電位差が小さく、電位差によるガルバニック腐食は無視できます。そこで、チタン合金はCFRPと相性の良い材料として飛行機構造材料としては重宝されます。21世紀の飛行機用構造材料として、価格問題を乗り越えることができれば、チタン合金には素晴らしい未来が約束されているといえるでしょう。

## 5. 二十一世紀

### 5.1 二十一世紀の飛行機

図12(第4回掲載)に21世紀になって設計されたボーイング社B787の構造材料の比率を示しています。最も多用されている構造材料は複合材料で50%を占めています。20世紀の最後に設計されたB777で構造材料の11%を占めていた複合材料の使用比率が突然大幅に増加しています。一方、B777で70%も使用されていたアルミニウム合金は、B787では20%と大幅に減少しています。チタン合金の使用比率もB787では15%と二桁台になり、B777の使用比率の二倍程度になっています。このように20世紀に飛行機の構造材料の主役であったアルミニウム合金は、21世紀になって複合材料とチタン合金に交代しました。

ボーイング社は胴体構造材料をアルミニウム合金から複合材料に変更することによって得られる種々のメリットを挙げています。例えば、構造重量の軽量化による燃費の向上、疲労強度向上に伴う客室の与圧の上昇による快適性の向上、疲労寿命の延長による中古機価格の上昇等を、航空輸送会社へのセールスポイントとしています。このようなメリットは実際に受け取ることができるものであり、今後、民間旅客機の構造材料の複合材料

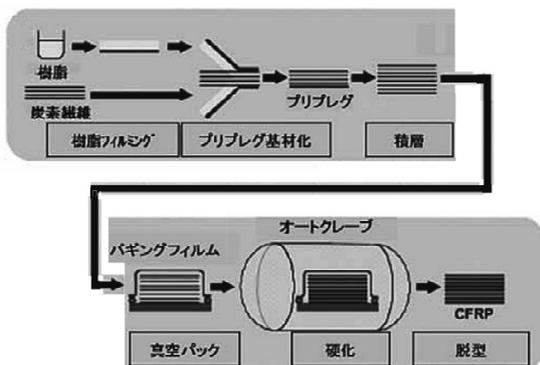


図13 CFRPプリプレグによる部品製造方法<sup>14)</sup>

化は益々進むものと思われ、再びアルミニウム合金に時計の針が逆戻りすることはないでしょう。

## 5.2 主構造材料の CFRP 化

B787 の場合、構造様式自体は金属製飛行機の構造と大きく変わっていません。金属製飛行機の胴体の構造様式は図 7(第 3 回掲載)に示すセミ・モノコック方式ですが、B787 の胴体も基本的に機軸方向に並んだストリングと、それに直交する円周方向のフレームの井桁構造に外板が組み合わさっています。ただし金属構造では、外板を円周方向に分割し、この曲率をもった数枚のパネルを円形に並べて結合して胴体を円柱形状に組立てていたのに対して、複合材料を使用したとき、複合材料の特徴を生かしたフィラメント・ワインディング法と呼ばれる円周方向に炭素繊維を全周にわたって切れ目なく巻く方法を採用しています。胴体の形状をした金型の表面にプリプレグを巻きつけて、その後、金型と一緒にオートクレーブに入れて加熱・硬化します。B787 の後部胴体の外観と繊維の模式図を図 14 に示します。この方式により、外板は一体化され、従来のアルミニウム合金構造のように分割したパネルを円周方向に並べて結合する必要はありません。

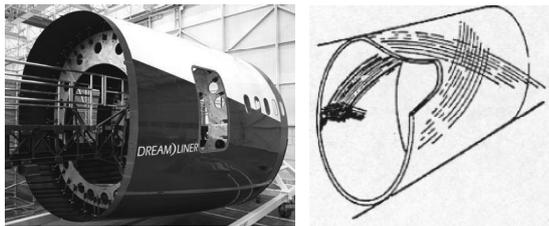


図 14 B787 胴体の一体化外板<sup>15)</sup>

今後、機体構造が CFRP 化されるのに従って、現在の金属材料による構造様式であるセミ・モノコック構造にも変化が現れると考えられます。例えば、ストリングを廃止し、2 枚の CFRP 薄板の間に発泡フォーム、あるいはハニカムを挟んだ厚みのあるサンドウィッチ外板を使用する構造が提案されています。この構造様式は、図 3(第 1 回掲載)に示すモノコック様式と同様の構造様式になります。黎明期の高速飛行機が積層した木材の合板で機体の剛性を保持していたように、CFRP を使用する場合、セミ・モノコック構造よりもモノコック構造の方が効率良い構造となる可能性もあります。

現在の CFRP は高価なプリプレグを使用していますが、主構造材料として多量に使用されると、飛行機自体の価格が上昇するので、コストダウンが求められています。

コストダウンの代表的な手法として、VaRTM(Vacuum assisted Resin Transfer Molding)法があります。この方法は、高価なプリプレグと、加熱・加圧することのできるオートクレーブ装置を使用しないことによりコストダウンを

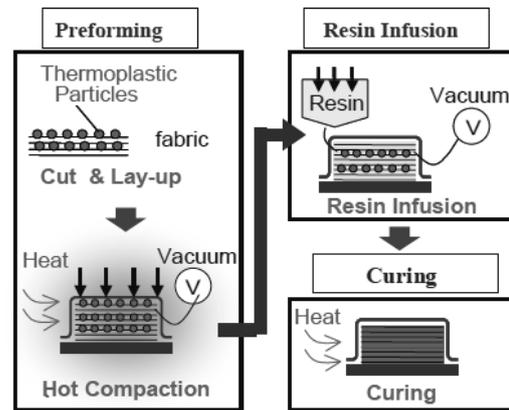


図 15 VaRTM 法の基本的な工程<sup>16)</sup>

図する方法です。

VaRTM 法の概要を図 15 に示します。まず、プリフォームを行います。樹脂を含浸していない単なる炭素繊維の布を必要な形状に切断して必要な枚数だけ積層します。その後、積層体にバッグをかぶせて真空に引いて大気圧で圧縮しながら加熱するホット・コンパクションを行い、形状を保持します。次にプリフォームにより形状のできた炭素繊維積層体を型に入れてバッグを掛けて真空に引きながらマトリックス樹脂を含浸させます。このように炭素繊維に樹脂を後から含浸させます。そのために炭素繊維の布は防湿のみ注意して保管すればよく、有効期限はありません。プリプレグの場合、マトリックス樹脂が自然硬化するので低温保管しても製造後 1 年程度の有効期限になりますが、この方法では実質的に時間的制約はありません。プリフォームへのマトリックス樹脂の含浸が終了したら、型と一緒に加熱炉に入れて硬化します。このときも、真空に引いて大気圧を利用して加圧することになるので、大気中で単に加熱すればよく、加圧は不要なので設備費用、維持費用ともに安価となります。

## 参考文献

- 14) 小谷浩司, 山本晃之助, 篠田知行, 鈴木保, 浅原信雄, 関戸俊英, 須賀康雄, 河内真二, 田中鋼, 釜江俊也, 堀部郁夫, 和田原英輔, 吉岡健一, 大背戸浩樹, 北野彰彦: CFRP 航空機部材向け確信成形技術 A-VaRTM の開発, <http://www.fbi-award.jp/sentan/jusyoku/2012/10.pdf>
- 15) (財)航空機国際共同開発促進基金: 新中型民間機を中心とする設計技術について-複合材の適用に当たっての既存構造の課題-, <http://www.iadf.or.jp/document/pdf/18-5.pdf>
- 16) Tomoyuki Shinoda, Hiroshi Odani, Eisuke Wadahara, Yasuhiro Komori, Takashi Shono: A-VaRTM Technology Application for Japan's New Regional Jet Aircraft, 16<sup>th</sup> International Conference on Composite Materials, Kyoto, Japan, (2007).

注: 本連載は6回に分けて掲載されております。項目、図番および参考文献は第1回から連続しています。