特集

宇宙・航空機に
おける材料と接合

ジェット旅客機における材料と接合*

平 博 仁**, 吉 野 保 明**

Materials and Joining Technologies of
Commercial Jet Plane*

by Hirohito Hira**, Yasuaki Yoshino**

キーワード：航空機，締結，接着，溶接，複合材，アルミ合金

1. はじめに

航空機は 1903 年のライト兄弟の飛行以後，その機能特性（速度，高度，航続距離等）の向上をはかりつつ，また事故の経験をその後の設計に織り込みつつ急激に進展している。

特に使用材料については，機体重量軽減化がその機能特性向上に直結することから，各時代とも軽量高強度の新材料を設計に取り入れようとしてきた。また腐食，疲労，SCC 等の材料特性に起因する事故を経験し，その後の機体の使用材料選定に反映させてきた。商用機の分野では上記の 2 つの要因に加え，材料および加工コストなど経済的な要因も使用材料の選定に大きな影響を与えている。

本稿では，2 項にてジェット旅客機の適用材料の最近の動向を述べる。そして 3 項にてそれらの材料を構成し組立てる接合技術の最近の動向を述べる。

2. 適用材料の最近の動向

(1) 全般的な動向

航空機の分野では FS-X の主翼にもみられるように，軽量高強度材料として樹脂系複合材の進出が著しい。特に軍用機では機能が重視されていることから最近では機体重量の約 30% が複合材となっている¹⁾。民間機では経済性や信頼性（適用実績など）

が重視されるため，それらより適用割合は少ないが，着実に増加している。

図 1 はボーイングの最近の旅客機の機体の使用材料の割合を示す²⁾。複合材が確実に適用分野を広げていることがわかる。各機体ともアルミ合金を置き替えるようにして複合材が進出していることを示している。

この材料区分の変化の動向は，各々の区分の中で新材料/新加工技術開発状況に関連しており，初期の 747 と開発中の 777 の各材料区分での使用材料は大きく変化している。それらの各区分を代表する新材料によって，区分間ではげしく競合している。複合材，金属の各々の動向を (2)，(3) に示す。

(2) 複合材の動向

複合材の繊維は初期の 747 ではガラス繊維が主であったが，アラミドとカーボンのハイブリッド繊維

図 1 最近のボーイング社のジェット機機体材料の変遷

*原稿受付 平成 5 年 9 月 6 日

** 川崎重工業 Kawasaki Heavy Industries, Ltd.

図2 複合材の強度への各要因の影響度の模式図

図3 最近の複合材の特性の向上

表1 747と777の主要構造に適用されるアルミ合金の比較

項目	B 747	B 777
主翼上面板	7075-T651	7055-T7751
主翼下面板	2024-T351	2324-T39
胴体外板	2024-T351	2XXX-T3
胴体縦通材	7075-T6	7150-T7751

を経て最近の軍用機や777ではカーボン繊維が主流となり高強度化がはかられている。また樹脂の最近の特性向上も著しく、両者の向上で複合材としての特性が大幅に向上している。

複合材は比強度/比剛性特性ともアルミ合金に対して非常に良好であるが、従来より以下のような課題もあるので、その特性が機体重量軽減に直接生かされてはいず、それらの改善が望まれていた。

①有孔強度が低い

締結、修理等で部材に孔をあけた場合、複合材では孔縁での応力集中が著しく強度が低下する。

②層間はく離に伴う圧縮強度の低下

CFRPに衝撃(工程での工具落下、離着陸時の飛石等)が加えられた場合、表面には傷が見えずに内部の繊維層間ではく離が生じることがある。衝撃後の圧縮強度は衝撃なしのものに比べて急激に低下する。

③吸湿による圧縮強度の低下

樹脂を高温で吸湿させると圧縮強度が低下する。衝撃による劣化の少ない高靱性樹脂のほうが、一般的に吸湿による劣化が大きい。

以上の他に製造欠陥によっても強度が低下する。各種の要因の強度低下への影響の模式図を、図2に示す³⁾。

このような複合材の強度上の課題に対して、有孔引張強度についてはIM7、T800Hなどの中弾性率カーボン繊維を用いて許容歪を増すことにより改善が進められた⁴⁾。また後の2つの課題に対しては、吸湿による劣化の少ない樹脂をベースに、層間に高靱性樹脂の粒子を分散させて両方の特性を向上させようとしている。後2者の特性の改善の過程を図3に示す。777の尾翼主構造とフロアビームには、図中のTARGET AREAに入る複合材が適用されることになっている。

(3) 金属材料の動向

アルミ合金については、複合材の進出に対抗するものとして1980年以降期待され、開発が進められてきた低密度のAl-Li合金は試験的な適用に留まっているが、特性の向上した新しい2000系、7000系合金の適用が進められつつある。表1は777の主要構造のアルミ合金を747の材料と比較したものであるが、近年開発された特性の良好な材料に置き替わっている。

このうち、主翼上面はその時代の最も高比強度の材料の適用が試みられている。適用の歴史を図4に

図 4 主翼上面用の材料の変遷

示す⁵⁾。しばらく前に 7178-T 6 という高強度の材料が用いられたが、SCC やはく離腐食の問題があり、強度はやや下がる過時効の T 7 処理のものが用いられはじめた。そして 777 では 7055 材で T 7 処理という特殊な熱処理をした高強度かつ耐 SCC 性のものが用いられる。

また 777 の胴体外板に用いられる 2 XXX 材は、2024-T 3 材と静的強度は同等だが破壊靱性がそれより 1.2 倍良好で亀裂の伝播がやや遅い材料である²⁾。

チタン合金についても高強度で鍛造時の成形性の良好な β -チタンである Ti-10 V-2 Al-3 Fe 材の適用が進み、従来からの Ti-6 Al-4 材も、 β アニール処理して高強度化をはかったものが 777 の機体に用いられている⁶⁾。エンジンにも耐熱強度および耐酸化性の良い β -21 S という新しい材料が用いられている。

複合材料の特性向上に比べると金属材料の向上度は小さいが、それまでの実績および超塑性など新しい加工技術も含めた良好な賦形性を活用して、空間をうまく使ったり厚みを適切に変化させた軽量構造を構成させることによって複合材と対抗しようとしている⁷⁾。

3. 接合技術の最近の動向

(1) 全般的な動向

航空機の構造の組立方法としては、従来から豊富な実績を有するリベットやボルト等の機械的な締結技術が主要な役割をになっている。次に接着技術は複合材やハニカム材の使用が拡大するとともに重要性を増しつつあり、大きな集中荷重の生じない継手箇所への適用が進められている。ただし経年機の機体の腐食とも関連して見直しも行われている。

溶接技術は、主要な機体用金属材料が溶接の困難な 2000 系および 7000 系アルミ合金であること、お

よび信頼性評価の課題から機体主構造にはほとんど用いられておらず、溶接可能なチタン合金等の部材の製作方法として一部用いられている程度である。ただしエンジンに対しては、チタン合金やステンレス鋼等の溶接可能な材料が多く、かつ高温でのシール性を要求される構造もあるので溶接の適用箇所が多い。

ここでは、機体の主要接合技術である締結技術と接着技術について、特に複合材にかかわる技術を中心に紹介する。そして溶接については簡単に述べる。

(2) 締結技術

従来より航空機の機体構造で集中荷重の生じる継手には高強度のボルト、分布荷重の継手には多点のリベットが用いられてきた。後者は接着継手と競合する分野である。締結は設計実績、分解組立の容易性等の利点があり、金属だけでなく複合材の分野でも適用されている。

① 複合材にかかわる締結技術 (複合材同士、複合材と金属との結合)

複合材は前述のように、有孔部があると強度が低下することから、原理的には (3) 項で述べる接着の方が強度を有効に引き出すことができる。しかし締結には、組立や分解修理の容易性だけではなく、アルミ合金と結合させる場合の熱膨張差に伴う熱応力への対応や異材接触による腐食への対応の容易性等があり、接着とうまく使い分けようとする努力が進められている。

複合材を締結する場合の主要な課題とその対応を以下に示す。(3) の接着の利用の場合でも課題となるものも挙げている。

(イ) 有孔部での繊維配向に沿った破損しやすさ

孔まわりに過剰な応力集中が生じ、また繊維配向方向への亀裂が容易に進展するため、金属材料よりも一般にファスナピッチやエッジとの距離を広げる必要がある。また孔開け加工時に周囲が層間はく離することがあるので注意を要する。

(ロ) 面圧強度が小さい

複合材はマクロに見れば高強度だが、ボルトの座面で局部的に圧縮されると弱い樹脂が損傷する可能性がある。座面を広げて応力を下げたり、締結作業の管理が必要である。

(ハ) 電食の発生

航空機に用いられる材料の接触による腐食(電食)に関し、MIL-STD-889 では表 2 のようにイオン化傾向のレベルで材料を区分し、差がある場合は陽性

の材料の防食対策をとることになっている⁸⁾。表よりわかるように CFRP は最も陰性のグループにあり、取り付けるファスナ材、また相手部材の防食対策が必要である。

ファスナの材料としてはイオン化傾向の近いチタン合金などが用いられ、相手部材が A1 合金の場合は通常は間に薄いガラス繊維複合材等の膜を挟みこむとともに、アルミ側の接触部から所定の幅の領域の表面での防食処置の向上をはかるといった対応がとられている。また最近複合材自身でファスナを製作するという動きも見られる⁹⁾。

表 2 航空機材料のイオン化傾向の区分

グループ I	マグネシウム合金、	イ オ ン 化 傾 向
グループ II	亜鉛、カドミウム、 アルミニウム合金	
グループ III	鋼、鉛、銅、半田、400 系ステンレス 鋼	
グループ IV	200/300/PH 系ステンレス 鋼、銅合金、 ニッケル合金、コバルト合金、チタン、 銀	
グループ V	金、白金、CFRP	

注) 種々のグループ分類方法がある。

マンドレル引き抜きにより外側へ
冷間加工→圧縮の残留応力発生

(a) 孔周囲の冷間加工法

その他、複合材の継手部では落雷をうけた場合や静電気が発生した場合での導電性を考慮した設計がなされている。

②金属の締結技術の最近の動向

機体の金属材料構造での疲労亀裂の発生のほとんどは、締結部など孔の周辺で発生する。そこで孔の周辺に圧縮の残留応力を導入して疲労寿命を伸ばす技術が、近年急激に広まりつつある¹⁰⁾。

ボルト孔やドレイン孔に対しては、図 5 (a) に示すようにマンドレルによって孔を押し広げて冷間加工させ、残留応力を生じさせる手法が用いられるようになってきた。本手法によって静的強度は変化しないが、疲労強度は図 5 (b) のように上昇することが確認されている¹¹⁾。

リベット接合部に対しても、リベットの頭部の形状を工夫してかしめるさいに周方向に塑性変形させるようにして、孔周辺に圧縮の残留応力を生じさせる技術の適用が進んできた¹⁰⁾。

(3) 接着技術

航空機への接着の適用部位の例を図 6 に示す¹²⁾。

(b) 疲労寿命の改善状況

図 5 孔周囲の冷間加工による疲労強度の改善

図 6 航空機への接着の適用部位

図 7 接着継手の設計用

構造用接着剤としては180°C硬化のタイプと120°C硬化のタイプの2種類があり、成分としては変形エポキシ系が多い。180°C硬化系は120°C硬化系に比べて特性は良好だが、航空機材料として適用される高力アルミ合金では接着剤硬化処理のさい熱劣化が生じること、また高温に伴う設備、工作上的課題があり、主に120°C系が用いられてきた。

① 複合剤にかかわる接着

複合材への接着の適用の主要な部分は、図6のフラップ、ラダー等の動翼であり、ハニカムコアに複合材の面板を接着した、軽量の空間をうまく活用した高剛性構造を形成している。

荷重を伝える継手では、図7に示すように剪断で荷重を伝える設計となっている。これらのうち(a)や(b)は厚くなると接着部端部にめくり上げる(Peel)力が加わるので、(c)のようにテーパー形状のダブルを用いて荷重を散らす方式がとられる。より厚くなると(c)のような継手では接着面はく離の他に複合材自体の積層間のはく離の可能性が生じる。そこで(d)のようなステップ状の継手を作り、積層部分全体で剪断荷重をうける方式をとっている^{3),13)}。

複合材と金属との接着では、面内方向の熱膨張率がCFRPではほぼ0に対しアルミ合金で $23 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ 、チタン合金で $9 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ と差があり、特にアルミ合金との組み合わせでは、熱応力への考慮が必要となる¹³⁾。

② 金属の接着

金属接着に最も熱心なのはフォッカー社であり、F27で主翼等に薄いアルミ板を接着で積層して荷重分布にあわせて肉厚を調整する方式を適用し、その後のF50、F100にも同様に適用している。

多くの機体で、胴体外板に帯板を接着にて貼りつけ、外板の亀裂進展を止める方式(ティアストラップ)が用いられてきた。しかしアロハ航空の事故では、胴体外板ラップ継手の接着の施行不良によってその部分で腐食が進んでく離し、ティアストラップも効果がなくマルチサイトクラックの進展を防止できなかったとされている¹⁴⁾。

金属の接着のためには、事前に表面を活性化させるための前処理が必要であり、従来はエッチングが用いられていたが腐食を誘発しやすかった。近年はボーイング社の場合は、耐食性のよいリン酸アノダイズによる前処理を行った後、腐食抑制剤を含むプライマを塗布した状態で接着することにより、耐食性を大幅に改善している¹⁵⁾。アロハ航空のケースは737の初期の機体で工程も古く、ラップ継手には現在では信頼度の低いとされている常温接着剤を用いていた。しかし現在の高性能の接着の品質保証でも以下の厳しい管理が要求され、それらの確実性を高める検討がなされている。

・ 製造時

(イ)高精度の治具の製作/管理

(ロ)突合せ面の隙間精度の確認

(ハ)接着前処理/プライマ塗布工程の管理

(ニ)接着剤の保管管理/接着工程の管理

・ 運用時

定期検査での非破壊検査

(4) 溶接等

航空機の機体構造では、チタン合金の拡散溶接が大型部材の切削用素材を製作するのに用いられている。777でもTi-10V-2Al-3Fe材の長さ約3mの大型ビーム製作用素材として、3つのブロックを拡散溶接して製作している⁶⁾。

溶融溶接は航空機分野では、構造ではなくむしろチタンや特殊鋼、耐熱合金の機械部品の組立および補修技術と考えたほうがよい。対象の大小にかかわらず、機械加工で高寸法精度に仕上げた部材を歪なく接合することが要求されるため、電子ビーム溶接、レーザービーム溶接が適用されることが多い。日本での大きな部材の溶接適用例としてはジェットエンジンV2500のチタン合金ファンフレームのレーザー溶接が挙げられる¹⁶⁾。

なお, 最近機体構造へ溶接可能なアルミ合金 6013 材適用の動きもあり, 今後の動向が期待される。

4. おわりに

ジェット旅客機における最近の適用材料の動向の接合技術について概説した。

適用材料については複合材料の急激な進展とともに, 金属材料も新しくなっている。しかし 777 の新金属材料はほとんどが海外で開発され生産されたものであり, 国内の材料メーカーの今後に期待したい。

接合技術については, 複合材料に関する技術を中心として述べた。複合材で見られたように, 最近の新材料は一般部の特性は良好だが, その特性を充分生かして他の部材へ荷重を伝達する継手を設計することが難しくなっている。新材料の有効活用をはかるためにも総合的な組立技術の研究が非常に重要と考える。

参考文献

- 1) 松井: 先進複合材料の現況, 「先進技術の軍事利用に関する研修会」講演資料 (II) (1989), 日本防衛装備工学会
- 2) M. V. HYATT et al: "Aluminum Alloy Development for Subsonic and Supersonic Aircraft" RASELM' 91, (1991), pp. 273-280
- 3) M. C. NIU: "AIRFRAME STRUCTURAL DESIGN; CHAPT. 14" pp. 492-537, CONMILIT PRESS (1989)
- 4) J. G. DAVIS et al: "Advanced Composites Research and Development for Transport Aircraft" ICAS-90-0.3, (1990)
- 5) D. A. LUKASAK et al: "Aluminum Alloy Development" AEROSPACE ENGINEERING Sept (1991) pp. 21-25
- 6) D. EYLON: "New Process and Opportunities for Structural Titanium Alloys" RASELM' 91, (1991), pp. 69-76
- 7) 平 他: "航空宇宙機用の金属材料軽量構造製造技術の開発" 川重技報 No. 111 (1991) pp. 18-27
- 8) : MIL-STD-889 Dissimilar Metals
- 9) 航空宇宙工業会: "複合材ボルトの研究" 航空機部品素材産業振興に関する調査研究 No. 611 (1992)
- 10) E. R. SPEAKMAN: "Advanced Fastener Technology for Composite and Metallic Joints" ASTM STP 927 (1986) pp. 5-39
- 11) M. W. OZELTON et al: "Fatigue Life Improvement by Cold Working Fastener Holes in 7050 Aluminum" 同上 pp. 53-71
- 12) 赤木他: "航空機材料" 157 p 日本航空技術協会 (1989)
- 13) 鳥養他: "飛行機の構造設計" 第 9 章 日本航空技術協会 (1992)
- 14) NATIONAL TRANSPORTATION SAFETY BOARD: AIRCRAFT ACCIDENT REPORT (ALOHA AIRLINES, FLIGHT 243 BOEING 737-200 PB 89-910404 (NSTB/AAR-89/03) (1989)
- 15) 浅井: "航空機における接着の現状" 日本接着協会誌 Vol. 25 No. 3 (1989) pp. 107-116
- 16) : "溶接による製品・構造物写真集「航空機・宇宙機器」" 軽金属溶接 Vol. 30 No. 10 (1992) pp. 104-108