航空・宇宙用構造材料の現状と動向

今村 次男*

Journal of Japan Institute of Light Metals, Vol. 49, No. 7 (1999), pp. 302-309

Current status and trend of applicable material technology for aero space structure

Tsugio IMAMURA*

Keywords: material technology, aero space, structure

1. ま え が き

動力付き航空機の歴史は1903年に初飛行したライト兄弟に始まる。わずか95年前である。構造は木材、ピアノ線、溶接した鉄パイプを組立てた骨格と羽布を張った翼を有するいわゆる枠組み構造の胴体であった。その後、“より速く、より遠くへ”との人類の夢を乗せて、空力抵抗を抑制できる機体外板応力負担構造、すなわちセミモノコック構造へと変貌し、急激な進歩を遂げることになる。

航空機は、周辺のハイテク技術に支えられて成立する総合機器であり、航空機および周辺産業の発展がお互いの活性化を促進し、成果を共有してきた。材料技術もその一つであり、特にアルミニウム合金においては、1903年、ドイツのウィルムがAl-Cu-Mg系合金の時効硬化現象を確認して以来、1930年代の24S、1942年の75S（いずれもアルコア社）、1936年のESD（Extra Super Duralumin、日本）が工業化され、軽量で鋼なみの強度を有することから、航空機の進歩に大きく貢献したのはいうまでもない。図1¹⁾はその後の航空機および適用されてきた主要構造材料の変遷を示す。最重要特性である比強度、比剛性の観点から、その時代時代の最先端材料が駆使されてきたといえる。

現在も世界各国で次世代軽量構造航空機に向けた不断の開発研究が実施されている。我が国でも戦後7年間の航空禁止、昭和27年再開というハンディキャップがあったものの、昭和30年代から現在まで、独自技術を織り込んだ航空機機体の技術開発が進められてきている。

ここでは構造部材の材料・加工技術に焦点を絞り、最新状況と将来に向けた開発動向を紹介する。

2. 主要構造材料の変遷

図2²⁾は1980年代に予想した大型民間機構造の主要材料の構成比率を示す。また、図3³⁾はボーイング社主要機種の材料構成の推移を示す。1970年代に開発されたB747から1990年代開発のB777までの変遷において、アルミニウム合金は

図1 航空機用主要構造材料の開発の変遷¹⁾

80%から70%に、また鉄鋼材料は13%から11%に減少している。減少分はアルミニウム合金に対しては複合材料が、また鉄鋼材料に対してはチタン合金が各々適用拡大を果たしている。

アルミニウム合金は、材料特性が安定しており、加工性、コストの面で優れている。今後とも最も重要な主構造材料であり、多用され続けることに変わりはない。今もって24S (2024合金)、75S (7075合金) が主要材料である。疲労特性が要求される主翼の下面側外板や胴体外板は2024合金が、圧縮応力主体となる主翼上面外板や胴体の強度部材（キールビームやストリング等）には7075合金が適用されている。近年、これら従来合金の強度、靱性、疲労特性等の改善を目的にした派生型合金（後述）が開発、実機適用を果たしている。

図4³⁾はB777における派生型新合金の適用状況である。

複合材料は、比強度、比剛性の面で優れており、構造の軽量化には最適な特性を有している。図5⁴⁾にB777における複

* 三菱重工業(株)名古屋航空宇宙システム製作所 (〒455-8515 愛知県名古屋市中港区大江町10)。Mitsubishi heavy Industries, Ltd., Nagoya Aerospace System Works (10. Ohe-machi, Minato-ku, Nagoya-shi, Aichi 455-8515)。

受理日：平成11年3月24日

図2 大型民間機構造の材料構成 (1980年代に予測)²⁾ 図4 B777の派生型新合金適用部位³⁾ 図3 ボーイング旅客機構造の材料構成比³⁾
凡例 A: アルミニウム合金, S: 鉄鋼材料,
T: チタン合金, C: 複合材料, M: その他

合材料適用部位を示す。複合材料は図2で予測したほどの伸びはないが、確実に適用拡大の傾向である。複合材料は炭素またはケブラー繊維で強化した樹脂系複合材が主体であり、主翼の補助翼や尾翼（方向舵、垂直舵）、主客ドア、フェアリング等の二次構造部材に適用されている。金属材料に比べて、使用実績、データ数、製造技術依存性、コスト、修復性/メンテナンス性、更には廃棄性等が課題であり、これらのブレークスルーにより更なる拡大が予想される。

高張力鋼は狭隘部で高強度が必要となる部材、例えば、降着装置、動翼作動用のトラックレール、あるいはリンク結合ピンやファスナ類に適用される。図6はB747における高張力鋼の適用部位を示す。比強度を極力高くするため1400～2000 MPaの高強度に熱処理され、実機に供される。課題は強度/靱性のバランス改善と応力腐食割れ性向上である。

チタン合金は、金属中で最も高比強度を示し、また耐食性に優れることから、最適な構造用金属材料であるが、材料コスト、加工性に最大の難点があり、特に民間航空機への適用拡大は遅れ気味である。B777では、7%のチタン合金が構造

図5 B777の複合材料適用部位⁴⁾

図6 B747の主要構造材料

に適用されており、かつ従来の Ti-6Al-4V のみでなく、更に高強度の Ti-10V-2Fe-3Al 材の適用も見られる。

3. 材料・加工技術の開発動向

機体構造に課せられている重要アイテムは軽量化である。それを達成するための材料技術、加工技術およびそれらがリンクした技術の開発が実施されている。

3.1 アルミニウム合金

図7⁵⁾にアルミニウム合金の材料技術開発指針を示す。低

図7 構造軽量化の概念⁵⁾

密度化，高強度化/高靱性化/高耐久性化，高温/極低温耐用性向上，耐食性向上，低コスト化等を目標とするものがほとんどである。

低密度化では，近年 Al-Li 合金がボーイング，エアバス，日本等で盛んに研究された。強度は従来合金と同等レベルにすることは可能であるが，特に靱性に問題があり，また部品製造時（成形，機械加工等）に欠損等の不具合があり，実用化に至っていない。Al-Li 合金の実用化の一つは，一次構造よりは，B777のように音響吸収材として8090-T3 状態で使用し，低密度および剛性のみを期待する，または Li を若干抑えて，靱性を向上させ，溶接構造ロケットタンク用として使用する等の方向に向かっている。一方，欧州では，エアバスが A300等の将来機種に向けて，2090合金/8090合金を改良した8090RSW合金の開発研究を続行中⁶⁾であり，また，英国の GKN Westland Helicopters 社が開発した軍用ヘリコプタ EH101構造部材の90%に，独自規格による8090材を適用し（図8^{7),8)}），現在，英国海軍向けに44機を製作中との報告⁷⁾があり，注目に値する。

高強度化/高靱性化/高耐久性化合金では，前述の派生型の開発が主体であり，考え方を図9⁹⁾に整理した。主要材料の材料特性を図10および図11¹⁰⁾に示す。

C188は2024合金の派生型で Fe, Si 等の不純物を抑制して高靱性化および亀裂伝播特性を改善し，B777を含む新機種への実用化を果たしている。また最近，晶出物の量のみでなく，晶出物の量/間隔および分散粒子のサイズを管理することにより，破壊靱性と疲労亀裂伝播特性を個別に管理できるとの新しいコンセプトが出され，材料評価および実機への適用が検討されている。図12および図13^{10),11)}は新コンセプトの概念および材料特性例を示す。

また7075合金の不純物を抑え，Cr を Zr へ置換し，強化元

図8 EH101ヘリコプタの構造組立て^{7),8)}
(90%が Al-Li 合金)

素である Zn を 7 % まで増加し，更に耐応力腐食割れ感受性の向上を狙った 3 段時効処理（RRA, Retrogressing and Re-Aging）を施した7055-T77合金を実用化している。RRA 処理（CINA プロセス）の概念を図14に示す。1 段目時効処理（120℃程度での T6 処理）での微細な粒内析出物を，2 段目時効処理（200℃程度）で再固溶させると同時に粗大な粒界析出物を粒界に析出させ，更に 3 段目（1 段と同じ処理）で強化のための微細析出物を粒内析出させるもので，強度を損なわずに耐応力腐食割れ感受性を改善できることから，7150-T77等，他の7000系合金の適用実施例も見られる。江藤らは，時効処理条件と組織，化学組成の関係を研究し¹¹⁾，最適な材質，処理条件を見出している。実用化評価試験が開

図9 派生型新合金開発の概念⁹⁾ 図10 C188 (2000系) 合金の特性³⁾ 図12 亀裂進展特性/破壊靱性改善の新概念¹⁰⁾ 図11 7150, 7155アルミニウム合金の特性³⁾ 図13 新2000系合金の da/dN - ΔK ^{10), 11)}

図14 RRA 処理 (CINA プロセス) の概念

図15 スーパーメタルの概念 (ナショナルプロジェクト)¹²⁾

始された状態である。

現状の高強度アルミニウム合金の耐熱性は約150°Cが限界であり、それを上回る温度環境下ではチタン合金またはポリイミド樹脂系耐熱複合材が適用される。国際レベルで検討を開始した次世代超音速輸送機プログラム (SST, Super-Sonic Transport) でマッハ2以上の高速が要求されると、耐熱性が重要なポイントとなる。アルミニウム合金の耐熱性向上、チタン合金または耐熱複合材料へのアルミニウム合金置換によって設計の自由度が増し、軽量化、低コスト化が可能となるが、現在顕著な開発内容が見えていない。

なお、平成9年度より5年間の通産省主導国家プロジェクトにて、結晶粒を100ナノメートル以下クラスの超微細組織とした材料の開発研究¹²⁾が開始された。図15に概念を示す。アルミニウム合金に限らず、全金属材料に対し、機械的特性のみでなく種々の機能性を向上させるとして大いに期待される。現在は1mm厚×10mm角程度の小片で製造/特性評価を実施している。目下の最大の課題は大きなバルク材の製造技術の開発である。

一方、軽量化には部品製造技術も重要な項目である。熱処理、機械加工、塑性加工 (形状付与)、表面処理等が挙げられる。熱処理は材料特性と密接にリンクしており、すでに述べた通りである。ここでは構造の軽量化に直接つながる形状付与技術のトピックス的事例を紹介する。

形状付与による軽量化では、(1)複雑構造の一体化、(2)中空構造 (贅肉落とし) に分けられる。複雑構造一体化は、超塑性加工やNCロール加工等の塑性加工および精密鋳造の活用、また中空構造は拡散接合や電子ビーム溶接、Friction

図16 テーパストリングの成形¹³⁾

図17 B777用点検ドア 超塑性成形部品 (7475アルミニウム合金)

Stir Welding 等の特殊接合技術の利用で達成する方向である。アルミニウム合金における軽量化のための形状付与技術としては、①ストリングのロール成形、②胴体スキン/フレーム等の引張成形、③主翼スキンのショット・ピーン成形、④点検ドア等の超塑性加工等が特徴的である。

図16¹³⁾にストリングロール成形を示す。長尺ものでは9mに近いものがあるが、贅肉落としのために、長手方向に板厚変化させており、帯板をロール成形する方法が採用される。まずロール間隙がNC制御された圧延機でロケーションごとに所定の板厚に圧延した後、多段のセクションローラでハット断面形状にし、更に、フレームと交差する部分の背切り加工を行い、最後に機体の形状に沿わせた曲面形状とする。途中溶体化処理を行うが、その前の強加工の影響で結晶粒の粗大化が生じ、応力腐食割れ感受性を高める可能性を残すことから、溶体化処理前に予備加熱による結晶粒のアスペクト比調整等を行っている。図16には結晶粒のアスペクト比と応力腐食割れ試験の結果を示す。

図17は超塑性加工を行ったB777用点検ドアのインナースキンである。微細結晶を有する7475合金を約450°C以上の温度で、ひずみ速度 $10^{-2}/s \sim 10^{-3}/s$ で成形することで、最大ひずみ量70%の形状を得ている。従来の成形方法では5個のパ

図18 ボーイング旅客機のチタン合金適用量の推移³⁾

ーツから製造していたものを1個のパーツに一体化した例であり、20%の重量軽減と30%のコストダウンを達成している。

また、研究室レベルのアイテムとして、FSW (Friction Stir Welding) がある。これは、一種の摩擦溶接であり、従来、不可能とされていた高力アルミニウム合金 (2024合金, 7075合金) の溶接を可能にする技術として注目を浴びている。当面はロケット用燃料タンク等の溶接構造への実用化を目指している。現在の2219合金を7075合金へ変更できることから、約20~30%の軽量化を可能にする。将来は溶接構造の航空機の実現も夢ではないかもしれない。

3.2 チタン合金

チタン合金は比強度、耐食性に優れており、航空機構造には最適材料といえる。大型民間機でも徐々にではあるが、増大傾向にある。図18³⁾はボーイング旅客機構造でのチタン合金の比率を示す。また表1¹⁴⁾はB777に使用されているチタン合金とその強度等を示す。チタン合金適用の目的は、①高比強度としての軽量化、②高張力鋼/超合金の置換による軽量化および③複合材との異材接触防止のため、あるいは④アルミニウム合金の限界温度を超える部位への適用である。最近、Ti-6Al-4V合金のほかに、高強度のベータタイプ合金が採用されるようになっていくことが特徴的である。

(1) Ti-10V-2Fe-3Al

多用されているチタン合金 (Ti-6-4) が $\alpha+\beta$ に対し、 β タイプの合金であり、チタン合金の欠点である成形性を改善

表1 B777に適用のチタン合金と特性

合金名	Condition	引張強さ (MPa)	形状
純チタン	Ann	345-550	板, 棒
Ti-6Al-4V	Ann	895	全形状
	β -Ann	895	鍛造材
	STA	1100	ファスナー
Ti-10V-2Fe-3Al	STA	1190	鍛造材
Ti-15V-3Cr	STA	1035	薄板
	STA	1140	鍛造材
Ti-3Al-8V-6Cr-4Mo-4Zr	Cold Drawn + Aging	1240-1450	ばね

し、かつTi-6-4に比べて約20%高強度に調質できる材料として開発された。Feの偏析が生じやすく大物への適用が難しい面があるが、B777では、従来は高張力鋼で製造していた主脚、前脚のサイドストラット、ドラッグストラット、トラックビーム等の大物へ適用し、270 kgもの軽量化を図ったとされている。またフラップを作動するレールにも適用し、40 kgの軽量化を達成している。チタン合金の欠点である摺動性改善のため、WCコーティングを実施している。

軍用機では量産を開始したF-2支援戦闘機 (F-16を母機として日米共同開発) にも適用されている。この材料特性は従来の強度/靱性のバランスを日本独自で改善し、実用化を果たしたものである。

(2) Ti-15V-3Cr-3Al-3Sn

Ti-10-2-3と同じくベータタイプ合金で冷間加工性に優れる。板用合金であり、空調システム用ダクト等の板金部品に適用している。

(3) SP700 (Ti-5.5Al-3V-2Mo-2Fe)

Ti-6-4と同程度以上の静的、疲労強度特性を有する材料で、成形性を改善、特に超塑性を含む熱間成形はTi-6-4より100°C低い温度で可能である。成形治具の長寿命化に貢献できる材料として、欧米でも注目されている。国内ではロケット用チタン気蓄器が実用化されている。航空機、ヘリ部品へ拡大を検討中である。

(4) チタン合金の一体成形加工

チタン合金の成形性がよくないことから、超塑性成形、拡散接合等の革新的加工法が開発され、複雑形状の一体化製造技術として実用化段階にある。一体化成形による軽量化およ

図19 一体化加工法の概念

図20 超塑性成形で製作したチタン合金製気蓄器

図21 超塑性成形/拡散接合の複合加工で試作した中空形状ファンブレード

図22 3次元織りの複合材概念¹⁵⁾

び低コストの概念を図19に示す。複雑形状を一体化することで継手効率向上、余肉（贅肉）落とし、継手部結合作業削減、部品点数削減、部品管理費削減、またニアネットシェイプ化による機械加工の削減等が図れる。現在は、フレーム類や気蓄器等に実用化中である。図20に気蓄器の実用化例を示す。

また超塑性成形加工と拡散接合を一工程で実施する複合工法も中空構造製造法として研究中であり、図21に試作した中空形状のファンブレードを示す。

3.3 鉄鋼材料

ほとんどが高張力鋼であり、高強度、高弾性率を利用して寸法制約のある部位に適用されるため、他の材料では置換しがたく、将来とも5～10%程度の適用は必要となる見込みであるが、最近チタン合金が一部を代替しつつある状況である。

適用部位は前述の通り、脚関係部品が主体である。材質は300 M（引張強さ1860 MPa）である。Ni-Cr-Mo鋼4340に対してVとSiを添加して、高張力鋼でもっとも問題である

応力腐食割れ感受性を改善すると同時に、焼戻し脆化を生じる焼戻し温度域を上げ、低温焼戻しを可能としていることに特徴がある。ほかには4330 M 鋼（1515 MPa）、15-5PH 鋼（1240 MPa）、17-7PH 鋼（1240 MPa）、PH13-8Mo 鋼（1515 MPa）等が使用されるが、ファスナ類や小物が主体である。4340 M を更に改良する研究がなされているが、実用にはいたっていない。

3.4 複合材料

B747ではフラップ等の動翼舵面、翼端、エルロン等に長繊維で強化したGFRPが主体で、構造の1%程度、またB767ではアラミド繊維強化のAFRPや炭素繊維強化のCFRPに移り、3%程度使用されているに過ぎないが、B777では更に尾翼や床支持桁にも拡大され、約11%に達している。安全性や経済性を重視する民間機では軍用機に比して適用は遅れ気味ではあるが、比強度、比剛性に優れるのみでなく、複雑形状への成形が容易であることや腐食を生じないこと等、構造材料として好ましい特性を有している。課題は衝

撃による耐剥離性とコストである。剥離性については、図 22¹⁵⁾に示すような 3 次元織り複合材の研究が進められている。Z 軸方向の繊維で剥離を防止可能としている。またコスト面でも組み紐技術を利用したブレーディングや取扱いやすさを狙ってドライ繊維で組立て、後で樹脂を含浸する RTM (Resin Transfer Molding) 工法、また脱オートクレーブ法として電子線や赤外線で加熱硬化させる方法が研究されている。

4. あとがき

航空機構造材料は比強度、比剛性、比疲労強度のような力学的性質および耐食性、耐久性等に関わる特性、更には成形性、加工性、表面処理性といった取扱いやすさおよび廉価性が要求される。また不具合が人身事故につながることから安全性すなわち構造、材料の信頼性が最も重視される。いろいろな角度からのデータ取り、確認が必要となる。材料メーカーでの材料開発のみでなく、機体メーカーでの部品製造技術開発、場合によっては新構造設計技術開発等ともリンクした総合開発が必要と思われる。

ここで紹介した破壊靱性と疲労亀裂伝播特性を改善した 2000 系合金、改良 RRA 処理、成形性を改善したチタン合金 SP700、特性改善された Ti-10-2-3 合金等はいずれも日本で開発し、実用化を果たしつつある材料である。我が国で開発した材料が実用化の日の目を見るのは近年にないことである。今後更なる材料開発、日本からのメニューが整い、日の丸

航空機のできることを切望する。

参 考 文 献

- 1) 坂本：日本機械学会関西・東海支部合同企画，第22回座談会資料，(1989)。
- 2) ICAO Bulletin, May (1981)。
- 3) M. V. Hyatt and S. E. Axter: Science and Engineering of Light Metals (RASELM '91), Japan Inst. Light Metals, (1991), 273-280。
- 4) ボーイング資料。
- 5) 今村：素形材，37, (1996)。
- 6) Norman Barrington：エアバス資料，AEROSPACE MATERIALS & MANUFACTURING AT THE NEXT MILLENNIUM。
- 7) A. F. Smith: 24th EUROPEAN ROTORCRAFT FORAM, Marseilles, France. 15-17 Sept., (1998)。
- 8) A. F. Smith: The Use of Aluminum-Lithium Alloys in Helicopter Airframe Construction, OXFORD KOBE SEMINAR, AEROSPACE MATERIALS, 22-25, Sept., (1998)。
- 9) 平：第1回強度評価セミナーテキスト，軽金属学会，(1992)。
- 10) T. Imamura: Advanced material and Process Technology for Aerospace Structure, OXFORD KOBE SEMINAR, AEROSPACE MATERIALS, 22-25, Sept., (1998)。
- 11) T. Eto and M. Nakai: New Aspect of development of high strength aluminum alloys for aerospace applications, OXFORD KOBE SEMINAR, AEROSPACE MATERIALS, 22-25, Sept., (1998)。
- 12) 第1回スーパーメタルシンポジウム講演集，12-13, Nov., (1998)。
- 13) 荒川：塑性と加工，10 (1996)，1006。
- 14) Birth of the betas, AEROSPACE AMERICA, May, (1993)，36。
- 15) 今村，山口：航空宇宙学会誌，43 (1995. 4)。