航空宇宙機器におけるアルミニウム材料と その加工技術

高橋 孝幸*

Journal of The Japan Institute of Light Metals, Vol. 65, No. 9 (2015), 455-459
© 2015 The Japan Institute of Light Metals

Aluminum alloys and their fabrication technology for aerospace application

Takayuki TAKAHASHI*

Keywords: aluminum, fuselage structure, hydro forming, residual stress, welding

1. はじめに

世界の民間航空旅客需要は、アジア、中東などでの需要増とLCCの躍進による航空機利用の大衆化などにより2030年代には現在の2倍以上の規模になると予想され、機体としては約30,000機の新規重要があるとされている^{1),2)}。このような市場動向を背景に、近年、三菱航空機(株)によるリージョナルジェット機の国産開発が進められ、また、宇宙分野においても国産新型基幹ロケットが2020年の打ち上げを目指して開発が進められるなど、国内での航空宇宙開発が盛んである³⁾。

材料・加工技術は航空宇宙産業における基幹技術であり、今後、継続的な成長が見込まれる航空宇宙産業においては、より活発な研究開発が期待される。よく知られているように近年の大型民間航空機ではアルミニウム合金から複合材への転換が著しいが、航空機の開発、製造、加工、修理、リサイクルといった、いわゆるライフサイクルコストの観点からは、今後も金属と複合材の競合関係は継続するものと考えられている¹⁾。

そこで、本解説では、アルミニウム合金を主体として航空宇宙機器に適用される金属材料およびその加工技術の変遷、技術動向について概説する。

2. 民間航空機用金属材料

2.1 民間航空機の構成材料とその変遷

現代の大型民間航空機市場を二分しているボーイング社とエアバス社が開発した機体における構成材料の変遷を図1に示す^{4)~6)}。なお、図1は、機体構造における構成材料比率を

示しており、エンジンや内装品などは含まれていない。

1960~70年代に開発・設計されたボーイング社の747, 767ではアルミニウム合金が主体であり、全構造材料の約80%を占めているが、複合材の使用は少なく1~3%程度である。1980年代後半から開発が始まった777になると尾翼構造に複合材を適用することにより複合材使用比率は10%程度にまで増大したが、アルミニウム合金は依然として70%程度を占めており、主要構造のほとんどはアルミニウム合金製である。2000年代に入り、エアラインからの機体軽量化、燃費向上の要請がより一層厳しくなった結果、787において複合材を胴体、主翼などの主構造に全面的に採用することとなり、その使用比率は50%にまで飛躍的に増大することとなった。

一方、エアバス社は1980年代に開発したA320においてラダー、フラップなどのいわゆる舵面に早くから複合材を適用しており、その使用比率はすでに15%となっている。その後、超大型機A380ではアルミニウム合金と複合材の積層材料であるGLAREを含めると複合材使用比率は25%まで増大し、A350では787と同等の52%となっている。エアバス社は早くから複合材を航空機部品に取り入れ、徐々にその適用を拡大してきた。

民間航空機における、複合材適用拡大の動きは、ボーイング、エアバス以外の機体メーカーにも大きな影響を与え、例えば、ボンバルディア社もCシリーズなどの新機種において複合材比率を大幅に増加させている。複合材は、製造コストの低減、品質の安定化に課題はあるものの、機体重量軽減と耐食性等に魅力的な材料であり、今後も軽量化と機体高性能化の両面において金属と複合材の競合関係は継続するものと考え

*三菱重工業株式会社 技術統括本部 総合研究所 製造研究部 製造技術第二研究室 (〒455-8515 愛知県名古屋市中港区大江町10) Mitsubishi Heavy Industries, Ltd., Research & Innovation Center, Manufacturing Technology Research Department, Manufacturing Technology No. 2 Laboratory (10 Oe-cho, Minato-ku, Nagoya-shi, Aichi 455-8515) E-mail: takayuki_takahashi@mhi.co.jp
受付日：平成27年5月20日 受理日：平成27年8月10日

図1 大型民間航空機の構成材料比率

飛行荷重 0 (実線) に対する飛行中の曲げ変形 (点線)

図2 飛行中の航空機構造に負荷される荷重形態^{7), 8)}

えられている¹⁾。

2.2 航空機構造と材料選定

飛行中の航空機機体構造に負荷される一般的な荷重形態を図2に示す^{7), 8)}。

飛行中、主翼は揚力（上向きの荷重）を受けるため、翼胴結合部を支点に上向きに曲げ変形を受け一方、胴体は主翼付近を支点として前後方向に下向きにたわむような変形を受ける。これらの荷重は主翼が揚力を受ける結果発生する荷重であり、揚力を受けることのない地上では発生しない。したがって、主翼、胴体は飛行のたびに図2に示されるような荷重を繰り返し受けることとなる。また、胴体は、客室内与圧のため、胴体を広げる方向に引張荷重が負荷されている。

現代の航空機胴体構造は一般にスキン（外板）、ストリング（縦通材）、フレーム（円框）からなる、いわゆるセミモノコック構造となっており、胴体下面側スキン/ストリングは前述の曲げ変形から発生する圧縮荷重が支配的となり、胴体上面側は与圧荷重と曲げ変形により発生する引張荷重が支配的となる。また、主翼はスパー（桁）、リブ（小骨）、スキン（外板）、ストリング（縦通材）からなる、いわゆるボックス・ビーム構造が主流であり、揚力により発生する曲げ変形、ねじり変形をボックス構造により分担することとなる。したがって、主翼上面側は圧縮荷重が支配的、逆に下面側は

引張荷重が支配的となる。

以上より一般的な航空機構造において胴体下面側や主翼上面側は圧縮荷重が支配的となることから静強度（剛性）標定、胴体上面側や主翼下面側は引張荷重が支配的であることから疲労標定部位となる。実際には、部位ごとにさらに異なる荷重の流れがあり、単純ではないが、大きくは上記の通りであり、構造部材の70～80%にアルミニウム合金を使用している既存の民間機構造では、主翼上面側には圧縮強度の高い7000系合金（7050, 7150, 7055など）、主翼下面側には破壊靱性、疲労特性に優れた2000系合金や7075の損傷許容特性を改良した7475合金などが多用されている。

強度以外での材料選定における要因としては、環境（温度、腐食環境）、材料組み合わせによる電食（ガルバニックコロージョン）の発生リスク、熱膨張差の有無などが挙げられる。近年の複合材部品の増加に伴い、チタン合金部品の使用比率も増加しているが、これはチタンの優れた耐食性、機械特性のほか、腐食電位が炭素と近く、ガルバニックコロージョンを起こしにくいこと、熱膨張差が小さいことなど複合材と相性のよい材料であることが要因である。

2.3 航空機の設計思想とアルミニウム合金開発のトレンド

民間航空機は、FAA（Federal Aviation Administration：米国

連邦航空局)やEASA(European Aviation Safety Agency: 欧州航空安全機関)あるいは国土交通省 航空局など各国の関係省庁が定めるレギュレーション(航空規則など)にて規定されたガイドラインに則り設計されており、最終的にはこれらの機関から法令に適合していることを証明する、いわゆる適合証明を受ける必要がある。機体構造はFAR(米国連邦航空規則)あるいは耐空性審査要領などで定めるガイドラインに従い、古くは機体運用期間中に想定される繰り返し荷重により疲労破壊が発生しないことを解析・試験にて証明する「安全寿命設計」あるいは、ある部品の破壊が機体の致命的な破壊に至らないよう冗長性を持たせることを義務づけた「フェールセーフ設計」が採用されてきたが、1970~80年代にアロハ航空などの機体が疲労亀裂を原因とした破損事故を起こすに至り、法令が改正され、損傷許容評価手法を取り入れることが義務づけられるようになった。これは、機体構造部品には損傷(亀裂、腐食、傷など)が存在することを前提として、損傷が繰り返し荷重の負荷等により致命的な破壊に至る前に整備プログラムにおける適切な検査手法により、損傷を検出し、修理、交換などにより構造強度を維持するという考え方である⁹⁾。

このような法令上の制約の下、胴体外板や主翼下面構造などのいわゆる疲労標定部位には古くから損傷許容性に優れる2024合金が使用されてきた。2024合金は元来、破壊靱性、亀裂進展特性などの、いわゆる損傷許容性に優れる合金であったが、近年、損傷許容設計の適用が義務づけられるなか、さらなる損傷許容特性の向上が望まれるようになり、米国ALCOA社により2024合金の破壊靱性、疲労き裂進展特性を向上させた2524合金が開発され、1990年代に開発された大型民間機やビジネスジェット機などに実用化された。2524合金は2024合金におけるFe, Siなどの不純物元素を低減し、晶出物、分散粒子等の微細組織を制御することにより、2024合金に対し破壊靱性20%向上、き裂進展速度50%低減に成功し、機体の安全性、信頼性向上に大きく貢献した。

一方、ストリング、フレーム等の強度標定部には7075合金が多く使用されてきたが、Zn, Mg添加量を増加することにより圧縮強度を向上した7150, 7055合金が実用化され、2524合金と同様、1990年代の機体に採用され、機体構造の軽量化に寄与してきた。元来、7000系合金は静強度に優れるものの応力腐食割れの感受性が高いことが課題であったが、復元・再時効処理の実用化により強度と耐応力腐食割れ性のバランスがよい材料を適用することができるようになり、機体の信頼性向上に貢献してきた。7000系合金については7050系合金の焼入れ性をさらに改善した7085合金がALCOA社により開発され、最大12インチまでの厚肉鍛造品として使用が可能となっており、A380の主翼構造部材などに採用されている。

Al-Li合金については、ここでは詳述しないが、現在では、リチウムの添加量を減らす代わりに銅添加量を増やした、いわゆる第三世代Al-Li合金が実用化されており、A380などに採用されている。

3. 航空宇宙用金属材料の成形・加工技術

航空宇宙機器の金属部品は、塑性加工により形状を付与する板金成形部品と切削加工により形状を付与する機械加工部

品に大別される。これらは生産数や品質要求の観点で自動車などの他産業と比べ大きな相違があり、特に、(1)多品種少量生産である、(2)板厚変化・ポケット加工などの形状変化が多い、(3)厚板、大物鍛造材からの一体削り出し部品の増加、などの特徴がある。ここでは、それぞれの特徴を踏まえて航空宇宙用金属材料の成形・加工技術を紹介する。

3.1 多品種少量生産

民間航空機は生産機数が月産1機程度~多くても数10機と自動車などに比べ大幅に少ない一方で、1機あたりの部品点数は100万点超と非常に多い。ロケットなどの宇宙機器では生産量はさらに少なく、年産3~4機程度である。いわゆる多品種少量生産が航空宇宙部品の大きな特徴の一つとなっており、機体の製造コスト低減の要請が厳しい昨今では、多品種少量生産への対応が特に重要となってきた。

一般的な板金成形部品は、雄型と雌型を組み合わせプレス成形にて成形する方法が多い。しかしながら航空宇宙部品では、多品種少量生産であることから、雄型のみで成形が可能なゴム押し成形法が多く適用されている。ゴム押し成形法とは、雄型の上に成形素材を置き、その上にゴムを介して液圧等で荷重を負荷することにより成形する方法であり、ゴムが雌型の役割を担うことで雌型の作製が不要となり、成形の自由度が高い。近年では、成形圧力が140MPaを超える高圧液圧プレスが主流となっており、成形精度の向上が期待されるが、一方で成形後のスプリングバック量を加味した雄型設計は不可欠であり、MARC, Stampackなどの塑性加工シミュレーションソフトによる成形シミュレーションも盛んに行われている¹⁰⁾。

また、ゴム押し成形のほか、胴体スキン、フレーム材などの長尺部品では引張荷重を負荷しながら型に押し付けて形状を付与するストレッチ成形法が用いられている。ストレッチ成形法でもスプリングバック量を加味した型設計は必要であるが、成形精度が良好、型費が比較的安価などの理由から航空宇宙用の板金成形法として広く適用されている。

3.2 板厚変化・ポケット加工部品

航空機では重量軽減はペイロードの増加をもたらすのみならず、消費燃料の低減、すなわち燃費向上につなげられることから非常に重要である。例えば777胴体では荷重負荷部位に応じて板厚を変えたテーパロールストリングが適用されている。押出型材により作製するストリングは通常、一定板厚となるが、テーパロールストリングではアルミニウム合金コイル材を素材としてテーパ圧延により板厚を変えたのちセクションロール成形によりゼット型などの断面形状を付与しており、一定板厚のストリングに対し、部位に応じた板厚が設定可能となることから重量軽減に寄与することができる¹¹⁾。

また、民間航空機胴体スキンでは重量軽減を目的として図3のようなポケット加工を行うのが一般的である¹²⁾。胴体スキンのポケット加工方法としては、機械加工による方法とエッチングにより化学的に加工する、いわゆるケミカルミールリングによる方法の2種類がある。機械加工による方法では、スキンミラーといわれる大型加工装置により大型スキンのポケット加工が行われている。一方、ケミカルミールリングはあらかじめ精密なマスキングを施しておくことにより必要な箇所だけを必要量、加工することが可能であり、段階的に

図3 胴体スキンポケット加工例

図4 ケミカルミーリング例

マスクを剥がしていくことで多段加工も可能となる(図4参照)¹³⁾。なお、近年、環境規制への対応の必要性から、産業廃棄物の排出が多い化学的な加工方法を機械加工で代替する動きも活発化している。

3.3 厚板・大物鍛造品からの一体削り出し部品

民間航空機構造の組立は複合材が飛躍的に増加してきた現在においてもファスナ結合が主流であり、機体製造コスト低減のためには、組立コストの削減が必須である。組立コストを削減するためには、部品点数を削減する必要があることから、近年、厚板材や大物鍛造品からの一体削り出し部品が増加している。この背景には、大物素材の内部残留応力の低減と高速切削加工技術の発達がある。アルミニウム合金は溶体化処理後、焼入れを実施する必要があるが、この際、肉厚が厚くなるほど、中心部と表面近傍の冷却速度差が生じ、結果的に表面に圧縮残留応力が発生する。この圧縮残留応力は機械加工後のひずみの原因となったり、部品に残留すると応力腐食割れの原因になったりするため、数%程度の塑性ひずみを導入することにより残留応力を除去して使用する。1990年代以降の機体では、7050-T7451, 7050-T7452などの応力除去厚肉板材、鍛造材が多く使用されてきているが、これらは規格上、最大肉厚が8.0インチ(203mm)に制限されている。近年では、7050合金の焼入れ性をさらに改善し、8.0インチ以上でも使用可能な7085鍛造材が実用化されており、A380などに採用されている。一方、アルミニウム合金の切削加工装置としては、5軸NC制御の高速切削加工が主流となっており、大物鍛造ブロックあるいは厚肉材からの一体削り

出し部品が多く使用されるようになってきている。

低コストで高精度な組立を実現するためには、単品部品の高精度化が必須であるが、単品部品、特に機械加工部品の高精度化のためには、材料技術的側面(残留応力の低減)と加工技術的側面(低ひずみ高速切削加工技術)の両面からのアプローチが必要である。

4. 宇宙機器構造における材料・加工技術

実用性の高い近年の大型ロケットでは燃料を制御しやすく、燃料停止・再着火が可能な液体燃料ロケットが主流である。ロケットは大気圏外に衛星を運ぶための莫大な推進力を得るため、機体全重量の約90%までを推進薬(燃料および酸化剤)とする必要があり、巨大な推進薬タンクはエンジンを除くロケット構造において非常に重要な構造部品である。推進薬タンクに使用される材料は軽量、高強度が要求されるほか、推進薬タンク自体は压力容器となることから、液密性、気密性を確保するための溶接性が極めて重要となる。

タンク用の材料としては米国、日本ともに2219合金が多く採用されている。アルミニウム合金は熱伝導率が高く、局所的な加熱が難しいこと、また凝固温度範囲(固液共存温度範囲)が広く、線膨張率も高いことから高温割れが発生しやすく溶接性は悪いと言われているが、2219合金は固液共存温度域が比較的狭く、溶接が可能である。また、近年のロケットでは、高性能化のため燃料に液体水素(沸点: -253°C)、酸化剤に液体酸素(沸点: -183°C)が使用されるようになり、タンク用の材料としては水素脆性や極低温での機械特性が重要となるが、2219合金はいずれにも問題はなく、適切な溶接を行うことで破壊靱性を低下させることなく、極低温での強度特性は常温よりもむしろ向上する。

タンク内部のシリンダ内面は厚板から正三角形のポケット形状に機械加工され、三角格子状のステイフナで剛性を維持する、いわゆるアイソグリッド構造となっている。シリンダスキンは内面加工後、ブレーキ成形により形状が付与され、最終的に溶接により接合することで推進薬タンクが完成する¹²⁾。

近年、従来の溶融溶接法の代わりに摩擦攪拌接合(FSW)法が実用化されている。FSWは、突起部を有する工具を回転させながら接合部に押し当て摩擦による発熱で材料を軟化させながら攪拌して固相にて接合する技術であり、溶融溶接より継手効率が高い、自動化が容易、再現性が高いなどの利点がある。国内では、H-IIIBロケットの推進薬タンクの接合に初めて採用されている¹⁴⁾。

5. まとめ

主に航空宇宙機器の製造者側の立場から航空宇宙用金属材料技術、加工技術について概説した。複合材は、比強度の点から非常に優れた材料であり、今後も発展が期待されるが、競合する金属と複合材は、適材適所の使い分けが必要と考えられる。一方、金属材料については、近年、Al-Li合金や耐燃性マグネシウム合金など比強度に優れる新材料の研究も盛んであり、今後の実用化研究が期待される。

ただし、今後の材料・加工技術については、単に比強度を追求する材料開発を行うのではなく、市場動向を注視しながら、機体の製造性を高め、機体ライフサイクルコスト低減に

寄与できる材料・加工技術開発が必要と思われる。

参 考 文 献

- 1) 鯨井洋一：航空機製造の動向と素材・加工技術への期待，塑性加工学会誌，**56** (2015)，1-2.
- 2) 日本航空機開発協会：民間航空機に関する市場予測2014-2033，(2014).
- 3) JAXA プレスリリース「新型基幹ロケットの開発状況について」，2014年4月10日.
- 4) 中村俊哉：航空機の構造材料技術における最近の開発動向，軽金属，**62** (2012)，249-256.
- 5) 平 博仁：航空機へのアルミニウム合金適用の現状と今後の課題，軽金属，**56** (2006)，588-591.
- 6) 中沢隆吉，伊原本幹成：航空機におけるアルミニウム合金の利用の概況と今後，JFA, JANUARY No. 45，(2014)，17-27.
- 7) 日本航空広報部編：航空実用辞典，朝日ソノラマ，(1997).
- 8) 塩谷 義：航空宇宙材料学，東京大学出版会，(1997).
- 9) Federal Aviation Administration: Advisory Circular AC25.571-1D, Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure, 2011.
- 10) 古長拓二，田中 裕：高圧液圧プレスの適用と加工技術，第41回飛行機シンポジウム講演，(2003)，747-751.
- 11) 広田和弘，佐藤正五，伊原本幹成，木村隆嗣，中村康一：777用耐応力腐食割れに優れたストリングの開発，三菱重工技報，**33-3** (1996)，158-161.
- 12) 今村次男：アルミニウム技術便覧 IV-7 航空・宇宙・防衛，(1996)，1107-1117.
- 13) American Society of Tool and Manufacturing Engineers: Tooling for Aircraft and Missile Manufacture, (1996).
- 14) 前村孝志，二村幸基，後藤智彦，田村篤俊，中村富久，有田誠：H-IIB ロケット試験機の打上げ成功，三菱重工技報，**47-1** (2010)，66-69.