

# 航空機アルミニウム合金における表面処理による疲労強度改善に関する研究

井上 明子

## 論文の要旨

航空機設計の歴史は構造部材の疲労破壊に起因する事故とともに進化し、これまでに多数経験した重大な事故を踏まえ、航空機の疲労設計は安全寿命設計からフェールセーフ設計、そして損傷許容設計と徐々に変更を加えながら改良されてきた。最近では疲労破壊の広域疲労損傷と呼ばれる疲労破壊に起因した事故からの教訓をもとに、航空機設計コンセプトが損傷許容設計から安全寿命設計へ回帰している。いずれの手法にも共通するのは、疲労破壊に起因する航空機構造部材の故障を事前に試験または解析で証明することが要求されている点である。すなわち、疲労評定となっている航空機構造部材の軽量化や長寿命化、または点検間隔の延長には、部材の疲労寿命の向上とともにその疲労寿命が安定して得られる仕様となっていることが重要となる。

機体の構造部品に使用される金属材料の疲労寿命は、素材の疲労強度だけでなく、運用中の荷重やさらには製造工程によっても変化する。金属部材の疲労寿命を安定的に向上させるためには、材料の製造工程や機体の運用環境の把握に加え、部品製造プロセスの特に表面処理が疲労特性に及ぼす影響を把握することが重要であるとの認識が高まっている。このことを受け、本研究では航空機構造部材の製造プロセス、特に表面処理プロセスの条件設定に資する指針を得ることを大きな目的とする。

航空機構造部材においては、その製造工程において疲労評定部の耐疲労特性向上を目的としてショットピーニング (Shot Peening : 以降、SP と呼ぶ) が用いられてきた。また、疲労破壊と並んで金属部材の重要な劣化要因には腐食があり、特に構造部材に広く使用される高強度アルミニウム合金は耐食性に劣るため、腐食による疲労破壊が深刻な問題となる。そこで、高強度アルミニウム合金には耐食性の付与を目的として陽極酸化処理 (以降、アノダイズと呼ぶ) や塗装による防食処置が広く用いられている。そこで、本研究では代表的な表面処理プロセスである SP とアノダイズに焦点を当て、それらが

疲労寿命に与える影響を実験的に調査した。それら結果に対し、破壊力学に基づく寿命評価を行うことで、耐食処理による疲労寿命の劣化要因、SP における疲労寿命支配要因、それらが複合した場合の現象支配要因を明らかにする。以下が本論文の構成である。

第2章では、耐食処理としてのアノダイズがアルミニウム合金の表面状態にもたらす変化とその要因を明らかにすることを目的として、代表的な航空機構造部材用アルミニウム合金である 7050 合金に同じく代表的なアノダイズ処理であるクロム酸アノダイズ (Chromic Acid Anodizing : 以降、CAA と呼ぶ) と硫酸アノダイズ (Sulfuric Acid Anodizing : 以降、SAA と呼ぶ) を行った場合の表面状態の変化を、合金中の析出物や化合物の分布との関係から調査した。その結果、アノダイズ後の 7050 合金の基材表面にはピットが存在し、その形状は CAA と SAA で平均深さ、最大深さともに顕著な

差異は認められなかった。アノダイズ後のピットは、酸性溶液中に浸漬された際に基材の表面に露出され結晶粒内の Al-Cu 系化合物や Zn-Mg 系の粒界析出物が、周囲のアルミと局部電池腐食を起こすことによるものであり、ピットの形状や発生頻度は合金の組成やマイクロ組織に大きく依存する。そのため、アノダイズ後の基材表面に存在するピットの発生位置や形状は、CAA と SAA のアノダイズの種類の違いによる差異はほとんど見られない。

第 3 章では、第 2 章で調査したアノダイズによる表面状態の変化が疲労寿命に及ぼす影響を明らかにすることを目的として、CAA と SAA を行った 7050 合金の疲労寿命を調査し、第 2 章にて示す表面状態の変化との関係を破壊力学に基づき評価した。その結果、アノダイズ処理後の 7050 合金の疲労寿命は、機械加工まま (As-machined:以降, AM と呼ぶ) と比べて CAA がおよそ 50%程度, SAA では AM のおよそ 70%程度の低下を示すことが明らかになった。このアノダイズ処理による疲労寿命低下の程度は、アノダイズの種類に関わらず、ピット状表面欠陥と膜厚クラックといった疲労き裂核の形状および寸法を基にした力学的な観点のみから概ね説明できることが分かった。これらの知見からアノダイズ後の高強度アルミニウム合金の疲労寿命に対しては、アノダイズ皮膜の膜厚が最大支配要因であり、膜厚が薄い場合にはアノダイズ後の基材表面に生じるピットの平面寸法が部材の疲労強度性能を維持する上での管理項目であることが示唆された。

第 4 章では、SP 処理が高強度アルミニウム合金の疲労寿命に及ぼす影響を調査するため、FPSP を含む粒径の異なる条件で SP を行った 7050 合金の疲労寿命を比較する。特に、条件の異なる SP によって得られる残留応力と表面粗度がき裂発生、進展過程に及ぼす影響を評価し、SP による高強度アルミニウム合金の疲労特性向上効果の要因に関して検討した結果を示す。SP 処理を施した金属材料の疲労破壊では、初期き裂の発生、進展とともに、SP による圧縮残留応力場に強く影響を受け、よりインテンシティの高い SP の方が疲労特性向上に効果的であると思われるがちである。しかしながら、第 4 章に示したようにインテンシティが小さい FPSP による 7050 合金の疲労寿命は、粒径 1mm 以下のショットを用いたインテンシティの高い SP と比べて 1 桁程度長く、FPSP により疲労寿命の大幅な改善効果が得られる。より高いインテンシティの SP よりも、インテンシティの小さい FPSP の方が疲労寿命の改善に効果的であったのは、SP 後の 7050 合金の表面粗度が小さく抑えられたことによるものではなく、疲労起点が表面から内部に遷移したことが主因である。疲労起点の位置は表層の残留応力の分布に大きく依存し、FPSP により得られた圧縮残留応力が表面の極近傍に圧縮残留応力のピークをもつため、表面から発生した疲労き裂は発生直後、すなわち小さな  $\Delta K$  域から圧縮残留応力の影響を強く受け、停留し得る。それに対して SP15A では、表面から発生したき裂が残留応力の効果の影響を受けるのはき裂長さが 100  $\mu\text{m}$  を越える大きな  $\Delta K$  域からであり、表面から発生した疲労き裂は停留しにくい。すなわち、残留応力分布の相違により FPSP の場合に疲労起点が内部に遷移したことが定性的に説明できた。

第 5 章では、第 3 章で検討したアノダイズ処理と第 4 章で検討した SP 処理を組み合わせた場合のアルミニウム合金の疲労寿命への影響を調査した。SP によって得られる残留応力が、アノダイズ処理後の 7050 合金の表面からの疲労き裂進展挙動にもたらす影響を破壊力学に基づき評価した結果を示す。第 5 章で対象としたアノダイズ後の 7050 合金のような、表面にピット状の欠陥を有す

る SP 後の 7050 合金の場合も、表面近傍の圧縮残留応力のレベルが破断寿命に対して重要な因子となり、SP のインテンシティが小さくとも圧縮残留応力のピークが浅い方がより深い欠陥に対して疲労き裂の進展を抑制する効果が得られるだけでなく、破断までの寿命に占める割合の大きいき裂発生の初期段階においてき裂の進展を抑制させることが可能となるため、最終的に長寿命化することが生じ得る。それに対して SP のインテンシティが大きく圧縮残留応力のピークが深いと、表面欠陥からのき裂発生初期段階における進展を抑制する効果が期待できなくなるため、SP+CAA のような残留応力を有する部材の表面に欠陥を有する場合の疲労寿命は、圧縮残留応力のピーク位置と表面欠陥の深さの関係が重要である。