



M. Asakawa

航空機用金属構造部材の改質及び塑性加工技術の適用

浅川 基男*

1. 緒言

航空機産業はこれからも毎年4.7%で成長すると見込まれている。特に中国や東南アジアで増加率が高くなる。Fig.1は2027年まで予測した航空機需要数を示している。これによれば特にエアバスの320, ボーイングの737の中型機クラスの伸び率が高い。航空機は自動車産業同様裾野の広い分野であり波及効果も大きい。

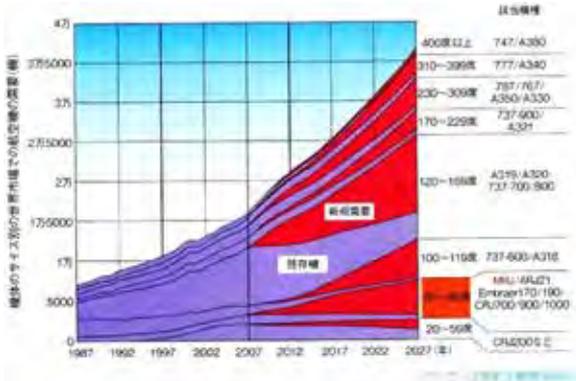


Fig.1 Forecast in the future trend of aircraft production

航空機の主要構造部材は従来アルミニウム合金であったが、Fig.2に示すように、近年ではアルミニウム材料が激減し、樹脂系複合材料が構造材料として使用され始め、軽量化による燃費向上、疲労強度・腐食性能の向上が期待されている。鉄鋼材料も減少傾向にあるがチタンの使用比率は上昇している。しかしながら樹脂系複合材料は耐衝撃性、耐避雷性、補修方法などに未知な点も多くさまざまな課題も抱えている。一方金属系材料においては永年の信頼性、加工性、衝撃的破壊の回避(塑性変形能)、補修の容易性などの長所が多くある。したがって航空機製造機数の増大が確実視される現在、従来の欠点を克服し、新材料に劣らない性能向上も継続して試行し、もう一度金属材料の利点を見直して軽量化、高強度化、耐腐食性を一層向上させる方策を探って行きたい。

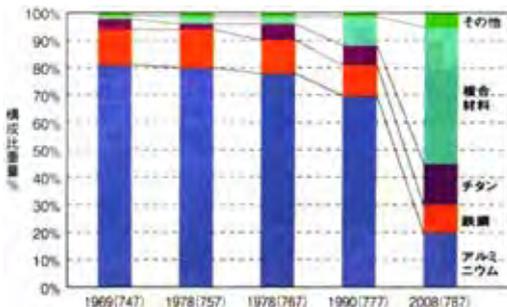


Fig.2 Trend of materials for aircraft manufacturing

2. Mg/Al クラッド板の航空機材料への適用

マグネシウム (Mg) 合金は実用金属中最軽量であり比強度が高いため、電子機器の筐体や輸送機器部品への適用が拡大している。しかし、腐食しやすく常温での成形が困難である。樹脂系複合材料は比重が1.8であるが、これに相当する比重2を目指したMg/Alクラッド板を開発し、軽量化と耐食性向上を狙うことにした。著者ら^{1)~5)}の研究によれば、MgとAlの境界面に形成されるMg-Al系金属間化合物 $Mg_{17}Al_{12}$ により、曲げ時あるいは圧延時にMgとAlの剥離が発生しやすくなることが判明している。そこで、この金属間化合物を抑制するため、MgとAlの間にフォイル状のチタン薄板を挿入したMg/Alクラッド板をFig.3のように圧延で試作することにした^{4)~5)}。各主成分をTable 1, Table 2に、その寸法をTable 3に示す。Mgの素材板厚3.9mm, Alの片面板厚0.8mmとした場合、クラッド後の比重はほぼ2となり、従来のアルミ合金に比べ30%近い軽量化になる。圧延機はロール径260mm, 幅300mmとし、ロールも材料温度に合わせて300°Cまで加熱保温できる構造とした。ここではロール速度2m/sで一定とし、材料温度を200~300°Cまで可変、圧下率は30, 35, 40%の3条件とした。圧延機の入側、出側の外観をFig.4に示す。供試材は連続作製プロセスを想定し、市販のAZ61Mg合金ストリップキャスト板にA1100純Al板を表裏にクラッドした。

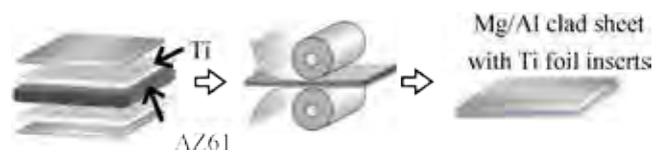


Fig.3 Manufacturing process of Mg/Al clad sheet bonded with Ti-foil insert

Table 1 Chemical composition of AZ61 and A1100 (mass %)

AZ61	Mg	Al	Zn	Mn	Fe
	92.5	6.26	1.03	0.234	0.001
A1100	Al	Cu	Fe	Si	Ti
	Bal.	0.15	0.61	0.09	0.02

Table 2 Chemical composition of pure Ti (10^{-3} mass %)

C	Fe	Ni	O	H
4.51	28.0	2.0	30.0	0.4

Table 3 Size of specimens

Specimens	AZ61	A1100	Ti
Thickness / mm	3.9	0.8	47×10^{-3}
Length × Width / mm	200 × 150		

*早稲田大学基幹理工学部 教授

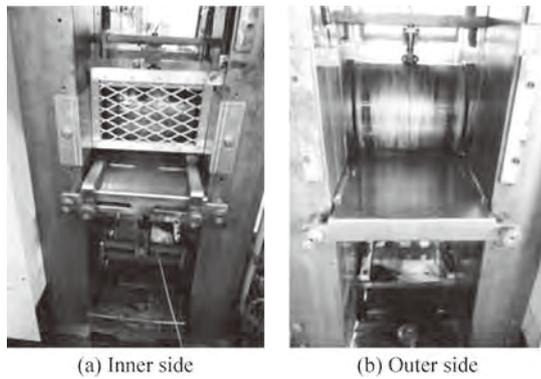


Fig.4 External view of rolling mill

Fig.5の界面付近のマイクロ観察の結果から、圧延温度300℃であれば3条件のいずれの圧下率でも接合が可能であり、内部のMgの結晶粒も微細化した。そこで実用化可能な最適条件を圧延温度300℃、圧下率30%とした。その後の2パスから7パスまでは圧下率20%、圧延時の材料温度は300℃一定とした。そのさいに、圧延したままの試料と、圧延パスごとに300℃、1時間の焼鈍を施す試料の2種類を作製した。前者を「圧延材 (Rolled specimen)」, 後者を「熱処理材 (Annealed specimen)」と称することにする。板厚1mmの表面が美しいMg/Alクラッド板の外観をFig.6に示す。圧延材側面部で観察される割れは温度低下が原因であり、実用化のさいはエッジヒータなどにより克服可能と判断される。

Mg/Alクラッド板作製後、エリクセン試験と90°V曲げ成形性試験(Fig.7)により成形性を評価した。最終板厚1mm

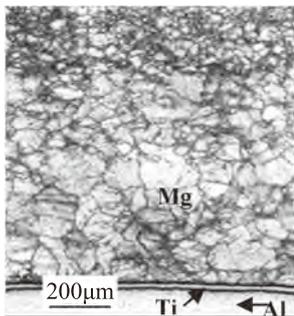


Fig.5 Microstructure of bonding surface with roll temperature 300°C and reduction 30%

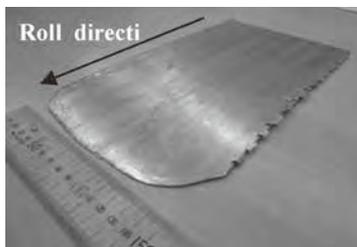


Fig.6 External view of Mg/Al clad sheet made by roll-bonding



▲ Crack+peeled of Al △ Crack ○ Formable

Fig.7 V bending test specimens

のクラッド熱処理材は従来のMg合金単体の熱処理材に比較して30%エリクセン値が向上した。90°V曲げ成形性試験において、クラッド熱処理材はパンチコーナーRと板厚の比 $R/t=1$ ではクラックが生じたが $R/t=2$ のケースではクラックや剥離は生じなかった。一方、Mg単体の熱処理材、クラッド圧延材ではいずれの条件でも表層にクラックを生じた。

以上を要約すると、①圧延温度300℃、圧下率30%の圧延でTiフォイルを挿入したMg/Alクラッド板を作製(接合)できる、②圧延ごとに300℃、1時間の焼鈍をすると、双晶のないMgの結晶組織が得られる、③エリクセン試験、90°V曲げ成形性試験において室温成形性が向上する、との結果が得られ、今後の航空機構造材料として有用な知見が得られた。本研究は住友軽金属工業(現UACJ)との共同研究で行われた。

3. Al合金摩擦攪拌接合の航空機への適用

航空機はFig.8に示すように構造部材が致命的な破損破壊を起こす前に、これを予測し事前に部材を補修交換する損傷許容設計の思想でメンテナンスされている。高強度アルミニウム合金は、溶接が困難なためFig.9(a)に示すリベットなどの機械的な結合が主流となっている。近年、一層の軽量化・コスト削減が期待できる新たな航空機構造材料の接合にFig.9(b)に示すようにFSW[®](Friction Stir Welding: 摩擦攪拌接合)が注目されている。欧米で設計製造される航空機構造に使用される金属材料は、MMPDS (Metallic Material Properties Development and Standardizations)等の公知資料に掲載される必要がある。そこでこれに対応すべくFSWの基本的な接合評価を試みた。

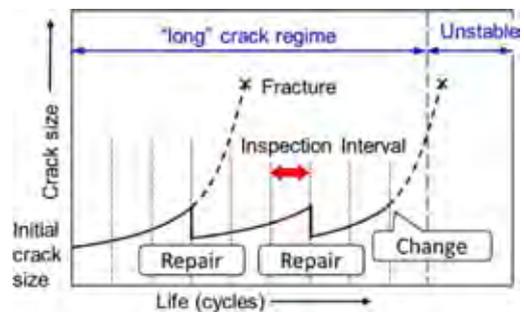
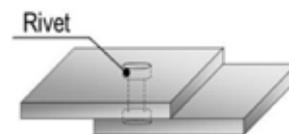
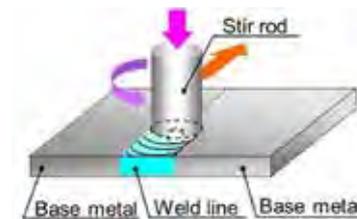


Fig.8 Principle of damage tolerance requirement



(a) Rivet joint



(b) FSW joint

Fig.9 Method of joint for aircraft

FSW は摩擦熱および塑性流動で融点以下の接合が可能である。接合部周辺は Fig.10 に示すように塑性流動域 (SZ), 加工熱処理領域 (TMAZ) または熱影響域 (HAZ) のため組織の不均一分布や残留応力が懸念される。そこで、本研究では FSW が航空機用高強度アルミ合金薄板の継手として可能性を評価するため硬さ試験と疲労試験を試みた。

アルミニウム合金 A2024-T3 の薄板 (厚さ 2.00 mm) を FSW により突合せ接合後, Fig.11 に示すようにマイクロピッカース硬さ試験 (ASTM E-384)^{7~9)} で評価した。マイクロピッカース硬さ試験は樹脂埋め後, 鏡面研磨を施し, 荷重 9.807 N, 接合線に垂直方向に間隔 0.5 mm, その各々について板厚方向に 5 点ずつ硬さを測定した。SZ (Stir zone) および TMAZ (Thermomechanically affected zone) では母材と同程度の硬さが得られた。一方, TMAZ の外側 (接合中心より ± 8 mm) では硬さが低下した。これは接合熱により析出物が固溶, 軟化した結果とみられる。疲労試験片は平行部長さ 45 mm で, 接合線は荷重方向に垂直とした。バリヤツールマーク等からの破壊を防ぐため, 全面に鏡面研磨を施した試験片を用い, 最大応力 200, 250, 300 MPa, 応力比 0.1, 周波数 10 Hz にて疲労試験を行なった。

両面研磨の試験片は元板厚 2.00mm から 1.62 ~ 1.75mm になった。研磨前の接合部付近の組織観察写真を Fig.12 上部のミクロ組織に示す¹⁰⁾。SZ 部は EBSD から観察されるように 1 μ m ほどの微細な組織が得られている。SZ 直下の接合ツール (Stir rod) が届いていない箇所には, キッシングボンド (KB) あるいは LOP と称する一種の接合不良が観察される。この接合不良部は深さ 150 μ m ほどで接合線に沿って分布している。そのため疲労試験ではこの部位の数箇所を起点としてき裂が進展し破断に至った。一方, 研磨加工して接合不良部を除去した試験片は, 接合線から ± 8 mm ほどの硬さが低下し

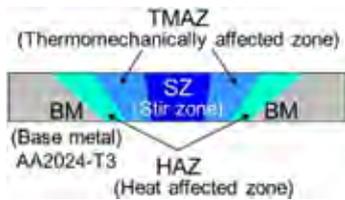


Fig.10 Thermomechanically affected zone by FSW

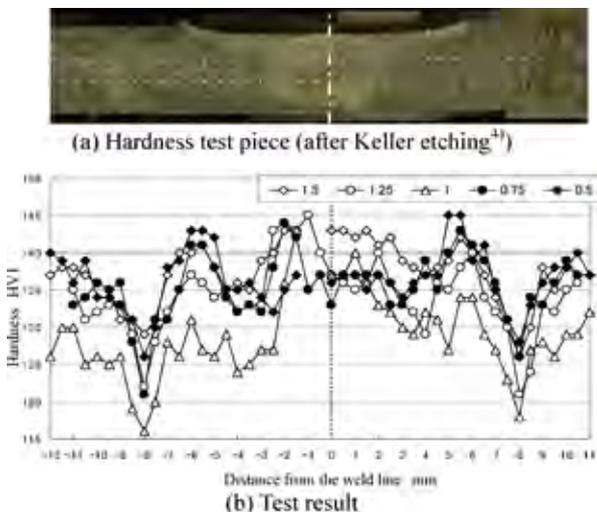


Fig.11 Hardness test result around FSW

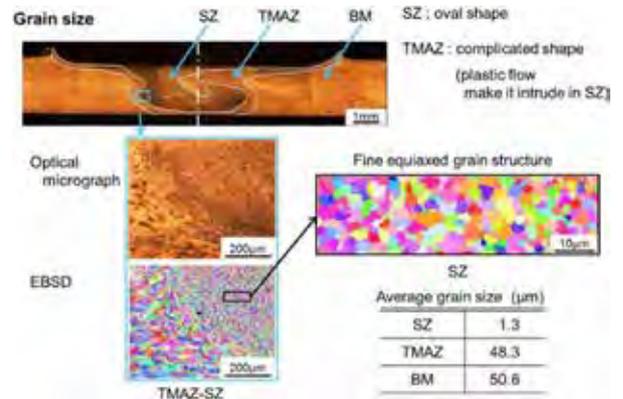


Fig.12 Metallographic observation from view point of perpendicular to the weld line

ている部分からき裂が発生した。Fig.13 の疲労曲線に示すように接合不良部を除去しない元のままの試験片 (■印) では疲労強度が低い, 両面に研磨を施した試験片 (◆印) ではほぼ母材 (○印) に近い疲労強度であることが確認された。その疲労起点も母材同様 particle あるいは crevice から発生している。

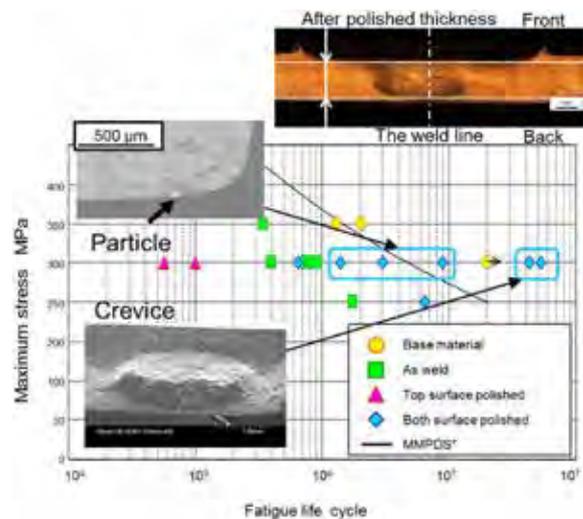


Fig.13 Fatigue test S-N curve bending test specimens

以上の結果から次のようにまとめられる。①接合不良部が取り除かれない試験片ではその部位が疲労き裂の起点となる, ②接合不良部が取り除かれた試験片は接合線から ± 8 mm ほど離れた硬さの低下した部位を起点として疲労破断する, ③母材と FSW 部の疲労特性を比較検討し MMPDS もしくは, 他の公知データへの掲載, FSW の損傷許容設計の構築を目指して行きたい。

なお, 本研究は JAXA との共同で実現した研究である¹⁰⁾¹¹⁾。

4. 温間ショットピーニングによるチタン合金の疲労強度向上

Fig.2 に示すように他の金属材料の使用比率が低下している中でチタン合金だけは増加の一途をたどっている。例えば Fig.14 に示すように Landing gear は合金鋼からチタン合金に入れ替わりつつあり, 複合材料の締結ボルトにも熱膨張およ

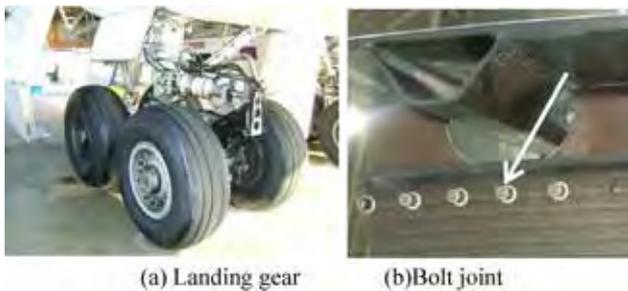


Fig.14 Examples of Ti alloy parts

び耐腐食性の観点からチタン合金が使用されている。今後ますます航空機に使用される比率が高くなると予測される。

これまでチタン合金等のような高強度材料に対しては、材料表面を加熱し軟化させショットする温間ピーニング等が用いられてきた。しかし、ショットピーニングの衝突エネルギーつまり加工熱を直接利用すれば、コスト面でも効率面でも有効な強化法になると期待される。ここでは加工熱による温間ショットピーニングをTi-6Al-4V合金に施し、圧縮残留応力の導入による疲労強度の向上を図った。供試材はTi-6Al-4Vを用いた。Fig.15に各温度での降伏応力、引張り強さ、伸びを示す。400℃を越えると急激に伸びが増大しており、再結晶が懸念されるので楕円で囲った温度域が限界と見られる。この温度特性を参考にして、加工熱を利用したショットピーニングの最適条件を探ることにしたい。供試材を40×10×1.5mmの板材に切出し、中央部にFig.16に示す孔を設け、1mmの熱電対を表層直下に接地し表層温度を推定した。

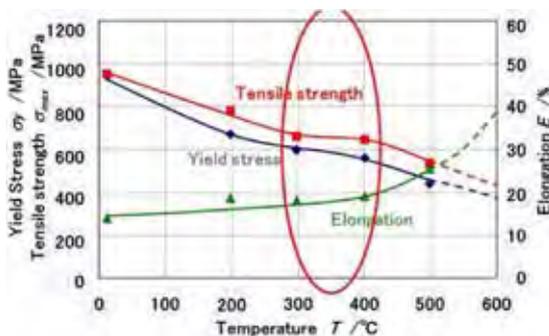


Fig.15 Optimum peening temperature

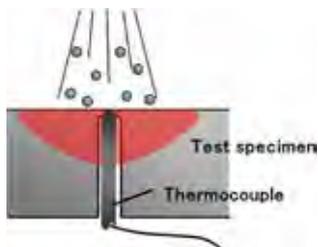


Fig.16 Peening temperature detected by thermocouple

Table4 Peening conditions

Type of peening apparatus	Direct-pressure type	
Air pressure P MPa	0.5	
Shot media diameter d mm	0.2	0.4
Hardness of shot media h Hrc	55 ~ 65	
Peening Time T_p sec	30	
Project amount A kg/min	2.6	4.5
Distance between the nozzle and the specimen L mm	100	

ピーニングには径0.2, 0.4mmのショットをTable 4の条件で試用した。各条件の上昇温度より径0.2, 0.4mmショットの混合比率を設定した。混合条件はTable 5を用い、実験結果をFig.17に示す。

Fig.18に疲労試験結果を示す。径0.2mm+径0.4mm混合ショットピーニングでは、疲労強度が約150MPa向上し840MPaとなった。

Table 5 Shot media diameter and project amount

Shot media diameter d mm	0.2 + 0.4	0.2 + 0.4	0.2 + 0.4
(Ratio by weight)	(80%:20%)	(50%:50%)	(20%:80%)
Project amount A kg/min	3.0	3.6	4.1

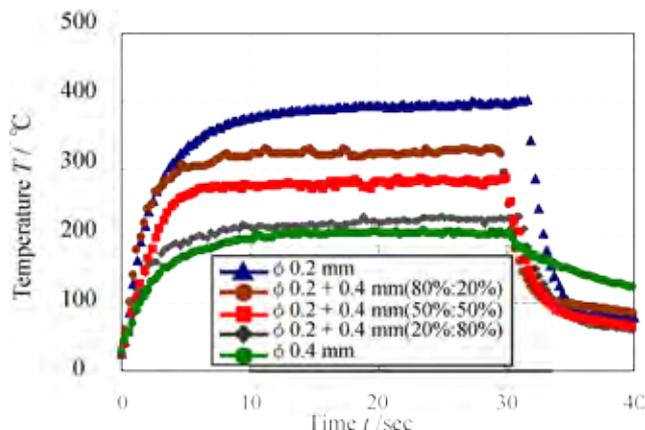


Fig.17 Temperature variation under each peening condition

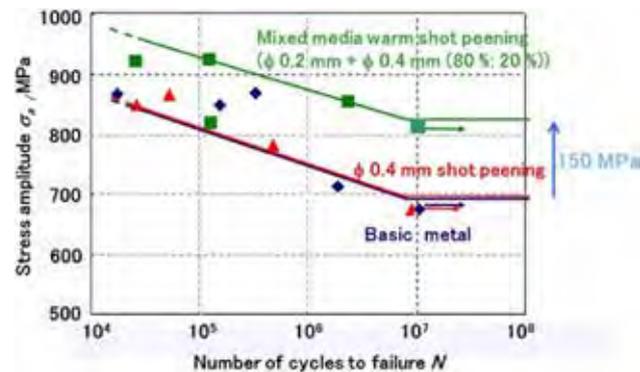


Fig.18 Fatigue test results

結果を要約すると以下ようになる。①径0.4mm, 0.2mmのショット材を混合した場合、表面温度はショット材の粒径が細くなるほど上昇する。②Ti-6Al-4Vの最適温間加工温度は300～400℃で、径0.2mm+径0.4mm(80%:20%)が最適温間ピーニング条件である。③加工熱を利用した混合温間ショットピーニングにより、母材および径0.4mmショットピーニング材と比較し、約150MPa疲労強度を向上させることが可能である¹²⁾。本研究は全日空(株)、(株)ニッチューとの共同で行われた。

5. ポーラス金属のショットピーニングによる強化法

航空機などの輸送用機器は軽量化による燃費向上が求められている。軽量化の手法として、Fig.19に示すように蓮根のような多数の平行な円柱状の微細孔を有するロータス型

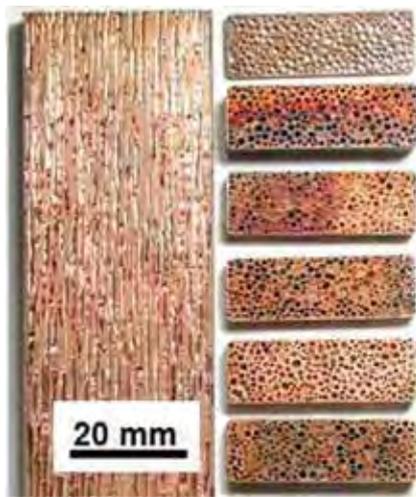


Fig.19 Lotus-type porous copper :
composite material of metal and gas

ポーラス金属（以下、ロータス金属）の構造材料としての利用が期待され、ロータス金属の強化や成形のための塑性加工の研究が進められている^{16,18)}。過去の研究では、ECAE¹³⁾や圧延¹⁴⁾を用いたロータス金属の強化法が報告されている。Fig.20 (a) に示すようにワイヤブラッシング加工¹⁷⁾により、表層の開いた気孔を塞ぎ内部のポーラス構造を維持したまま強化する方法が示された。



Fig.20 Schematic illustration of the lotus copper plates surface to the wire blush and shot peening surface

そこで、本研究は金属表層の強化法として広く用いられているショットピーニング加工（以下 SP）を、ロータス金属に適用することを提案し試行した（Fig.20 (b)）。ロータス金属の強度を増加させる加工条件が気孔形態、マイクロ組織及び強度の変化を検討し、強化機構を解明することを目的とした。連続鋳造法¹⁵⁾を用いて、気孔率（気孔径）が 37% ($105 \pm 76.7\mu\text{m}$) および 48% ($104 \pm 38.4\mu\text{m}$) の 2 種類のロータス銅を作製した。ローター式の SP 装置を用いて、径 $d=0.8 \text{ mm}$ のショットにより、ショット面と気孔方向が平行な試験片に時間 t 、速度 v を変化させて投射した。Fig.21 に投射前および投射後における断面写真を示す。高速で無数のショットが衝

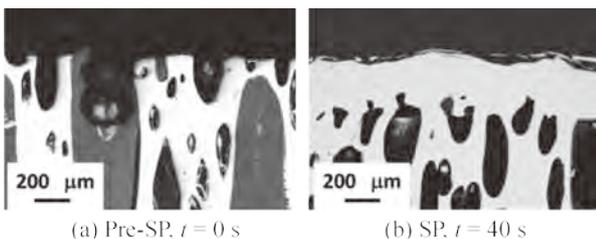


Fig.21 Cross-sections in the vicinity of the surface of lotus copper plates before (a) and after shot peening (b).

突し、表層の気孔口付近に材料が塑性流動した。表層の圧縮力とせん断力により、表層気孔を塞ぎながら金属新生面が現れ、相互に接合し表層付近でノンポーラス層が生成したと考えられる。200 μm より大きな結晶粒径を持つロータス銅平板に投射した結果を Fig.22 に示す。表層厚さ約 30 μm にわたり結晶粒径が 1 μm より小さく微細化した層が形成されていた。また、投射速度 v が 50 から 70 $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ に増加すると、微細化層の厚さが約 60 μm に増加したことも確認されている。

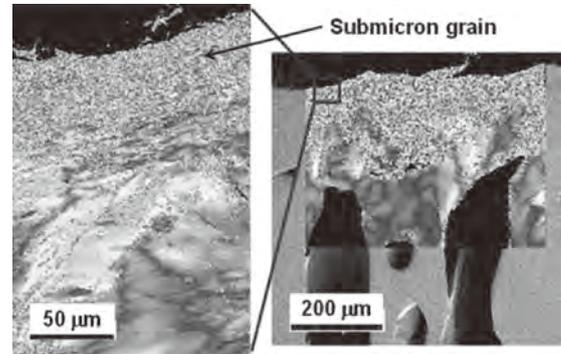


Fig.22 Inverse pole figure orientation map on cross-section in vicinity of shot peened lotus copper at shot velocity of $50 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ and peening time of 40s.

Fig.23 には静的陽解法の FEM で解析したショットによる塑性流動のシミュレーションを示している。気孔が両サイドのショット粒の衝撃で塞がれ、ついで気孔直上でのショット粒により厚みを増しながらノンポーラス層を形成されている状況が再現されている。さらに解析の精度を上げることにより、最適なショット条件を見いだせると期待される。

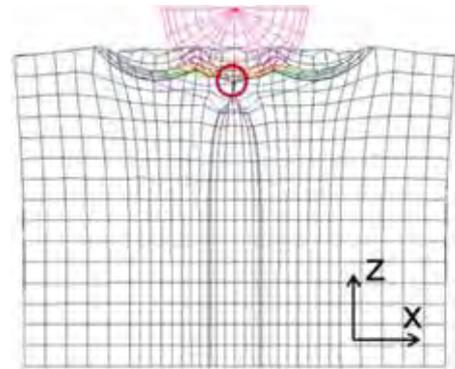


Fig.23 FEM simulation of lotus deformation by shot peening

以上の結果をつぎのように要約できる。① SP により表面の気孔を塞ぎ、ポーラス構造を維持しながら、サブミクロンまで微細化した結晶粒を有するノンポーラス層を形成することができる、② ノンポーラス層の形成及びポーラス層における金属部の加工硬化によって、SP 面の方向に関わらず、SP によりロータス銅の強化が可能である¹⁹⁾。なお、ここでは銅を使用した将来的にはアルミニウム、マグネシウムなど軽金属に発展させていきたい。

ショットピーニング実験は（株）ニッチューにご協力いただいた。また、本研究の一部は、物質・デバイス領域共同研究拠点における共同研究並びに（独）科学技術振興機構科学技術振興調整費「早稲田大学高等研究所テニユアトラック・プログラム」として実施された。

6. まとめ

(独) 物質・材料研究機構では世界で初めて 1100°C を超える耐用温度を持つニッケル基単結晶超合金などの開発に成功し、ボーイング 787 に搭載されたエンジンのタービンプレードに使用されている。アルミニウム合金も従来は民生品が主流を占めていたが、航空機産業にも焦点が当てられ始めた。MRJ の構造機体が樹脂系複合材料からアルミニウム合金に戻ったことも朗報である。日本ではチタン合金はほとんどが化学プラントやスポーツ用品など民生品に使用されているが、航空機における重要性が増し、大型プレスの導入により大型部品の航空機産業へ展開が望まれる材料分野である。そのためにも Mg や Ti など難加工の技術への挑戦が今後とも必要である。

このたびの「航空機用金属構造部材の改質及び塑性加工技術の適用」の多くが天田財団の助成による研究である。ここに厚く感謝申し上げる次第である。

参考文献

- 1) Matsumoto, H., Watanabe, S. & Hanada, S. : Journal of Materials Processing Technology, 1-169 (2005), 9-15.
- 2) Liu, X. B., Chen, R. S. & Han, E. H. : Journal of Materials Processing Technology, 10-209 (2009), 4675-4681.
- 3) 高津正秀・中塚章太・東健司 : 軽金属, 9-59 (2009), 489-501.
- 4) Saito, M., Asakawa, M., Kobayashi, M., Matsuzaki, K. & Katoh, M. : Steel research international Special edition METAL FORMING 2010, 81 (2010), 234-237.
- 5) 斎藤雅寛・浅川基男・小林勝・松崎邦男・加藤正仁・船戸寧 : 塑性と加工, 52-608, (2013-7), 787-792.
- 6) 佐藤 広明ほか : 日本航空宇宙, 53 (2005), 90
- 7) American Society for Testing and Materials, 'Standard Test Method for Microindentation Hardness of Materials' ASTM E 384-99
- 8) 田中直 : 軽金属, 55 (2005), 63.
- 9) American Society for Testing and Materials, 'Standard Practice for Microetching Metals and Alloys' ASTM E407-99
- 10) 鈴木雅子・浅川基男・岡田孝雄・中村俊哉・町田茂・三宅悠 : 日本塑性加工学会 第 58 回塑性加工連合講演会, (2007-10), 425-426.
- 11) Okada, T., Suzuki, M., Miyake, H., Nakamura, T., Machida, S. & Asakawa, M., Int J Manuf Technol, (2010)50, 127-135.
- 12) 秋元峻・浅川基男・細田一樹・黒木英昭 : 日本塑性加工学会 第 60 回塑性加工連合講演会, (2009-10), 387-388.
- 13) S.K. Hyun, et al.: Mater. Sci. Eng. A, 299 (2001) 241-248.
- 14) J.S. Park, et al.: Acta Mater., 55 (2007), 5646-5654.
- 15) H. Nakajima / Progress in Materials Science 52 (2007) 1091-1173
- 16) S. Suzuki, et al.: Mater. Sci. Eng. A, 490 (2008) 465-470.
- 17) J. Lobos, et al.: J. Phys., 165 (2009), 012070.
- 18) H. Utsunomiya, et al.: Mater. Sci., 658 (2010), 328-331.
- 19) 松田一晃・郡山茂樹・セーテーパイブーン・鈴木進補・浅川基男・井出拓哉・中嶋英雄 : 銅と銅合金, 52-1(2013), 92-96.