

航空機用アルミニウム合金開発の最近の動向*

吉田 英雄**, 林 稔***, 箕田 正****, 則包 一成***

Recent Trend of Aluminum Alloy Development for Aircrafts*

Hideo Yoshida**, Minoru Hayashi***, Tadashi Minoda**** and Kazushige Norikane***

1. はじめに

日本の航空機用アルミニウム合金の開発の歴史を振り返ると、第二次世界大戦前の日本は「航空機大国」であり、アルミニウム産業では国策として、そのほとんどが航空機材を生産していたこと、そのための設備投資が大規模に行われたことであった。戦後のアルミニウム産業はこれらの設備を基盤に民需に転換して、飛躍的な発展をとげた。一方の日本の航空機産業もまた、戦後の航空機禁止令から航空機の製造が解禁されるまでの「空白の7年間」を乗り越えて、米国のBoeingの機体生産の分担をすることで復活してきた。しかしながら、あくまでもBoeingの枠内での生産のため、日本のアルミニウム産業は材料開発に関してはBoeingの材料認定取得のみで、新材料開発には至らないのが現状である。米国の開発した合金の追試や米国で材料製造の難しいところをカバーする形で研究開発が進んできたのが実情であろう。日本の航空機用材料は市場が小さいので、日本の航空機用材料の研究開発に対する投資は、米国と比べても比較にもならないほど少ない。航空機用材料の現実に起きている問題点はBoeingに行かないと分からないといわれているが、この点でAlcoaはBoeingと密接な関係で材料開発してきている¹⁾。

現在、幸いなことに三菱重工業と三菱航空機が設計、生産を行い、国産の小型ジェット旅客機MRJが飛び立つところまできている。我々素材メーカーもこれをビジネスチャンスと捉え、これを契機に現状の航空機用アルミニウム合金の問題点を把握し、新しい国産のアルミニウム合金が機体メーカーとともに開発できれば、日

本での航空機用材料の研究開発も発展していくものと確信している。21世紀に入り、航空機用材料の世界も従来のアルミニウム材料だけでなくAl-Li合金やCFRPも含めたマルチマテリアルの時代に入って、新型の航空機に適用されるようになった。これによって新たな課題もでてきている。ここでは最近の航空機とその材料の動向をアルミニウム材料の観点からまとめ、今後の課題を明らかにする。

2. 最近の航空機とアルミニウム材料の動向

2.1 Boeing 777までの航空機とアルミニウム合金開発

Table 1は航空機用アルミニウム合金の開発の歴史とそれが最初に適用された航空機の関係である^{2), 3)}。

Table 1 The first aircraft that adopted the new aluminum alloy and temper^{2), 3)}.

First flight	Aircraft	Alloy and temper
1903	Wright Brothers	Al-Cu casting
1919	Junkers F13	2017-T4
1935	DC-3	2024-T3
1939	Zero Fighter	ESD-T6
1945	B-29D (B-50)	7075-T651
1957	Boeing 707	7178-T651
1970	DC-10	7075-T7351
1970	L-1011	7075-T7651
1981	Boeing 757, 767	2324-T39, 7150-T651
1994	Boeing 777	7055-T7751, 2524-T3
2003	Boeing 777-300ER	2324-T39 Type II (→2624-T39)

* 本稿は、軽金属65(2015), 441-454に掲載された内容に加筆、補正したものである。

This paper is the revision of the paper published in Journal of The Japan Institute of Light Metals, 65(2015), 441-454.

** (株)UACJ 技術開発研究所, 顧問, 博士(工学)

Research & Development Division, UACJ Corporation, Adviser, Dr. Eng.

*** (株)UACJ 技術開発研究所 第一研究部

No. 1 Research Department, Research & Development Division, UACJ Corporation.

**** (株)UACJ 技術開発研究所 第一研究部, 博士(工学)

No. 1 Research Department, Research & Development Division, UACJ Corporation, Ph. D. (Eng.)

新合金、新調質などによる強度、靱性、疲労強度、耐応力腐食割れ性などの改善が伺える。特に高強度高靱性が非常に重要なキーワードで、Fig. 1からは高強度でかつ高靱性材料の開発が依然として求められていることが分かる^{2), 3)}。Fig. 2はBoeing 777に使用されている合金である⁴⁾。

2.2 Boeing 787

1995年に就航開始した777に次ぐ機種の開発を検討していたBoeingは、将来必要な旅客機は音速に近い速

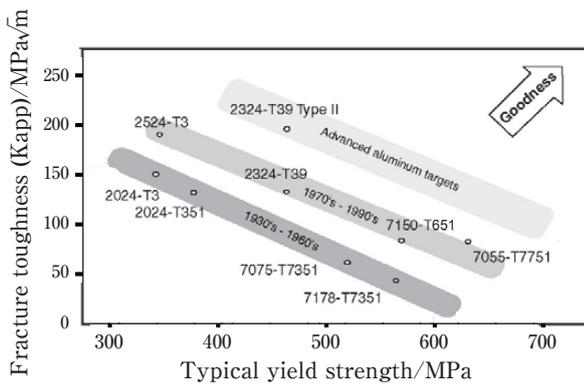


Fig. 1 Development of higher strength and higher toughness in aluminum alloys for aircrafts^{2), 3)}.

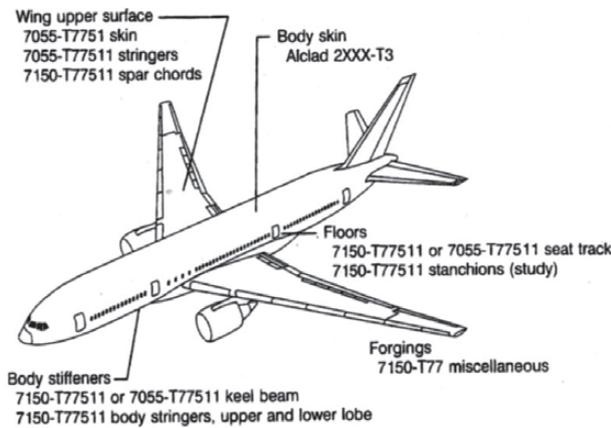


Fig. 2 Usage of the new aluminum alloys on Boeing 777⁴⁾.

度で巡航できる高速機であると考え、2001年初めに250席前後のソニック・クルーザーを提案した。しかし運航経費を抑えたいという航空会社各社の関心を得ることができず、2002年末にこのソニック・クルーザー開発を断念して通常型7E7の開発に着手した。この通常型7E7は、速度よりも効率を重視したBoeing 767クラスの双発中型旅客機である。2004年4月に全日空が50機発注したことによって開発がスタートし、呼称も787に改められた。2011年9月28日、初号機となった全日空向けの第1号機が東京国際空港に到着した^{5), 6)}。

Boeingは787の開発では同じクラスの従来機より効率(主として燃費)を20%向上させることを最大の主眼としていた。20%向上させるために、エンジンが8%、空力、素材および新システムがそれぞれ4%の割合で改善するとし、素材としては、Fig. 3(左)に示すように機体のフレーム構造の約50%を複合材料および炭素繊維強化プラスチックCFRPとした⁶⁾。CFRPの利点は、快適性の向上(客室気圧高度の低下、客室湿度の増加、大型の窓など)、疲労と腐食の耐久性向上、重量の軽減、運航寿命の長期化、部品点数の削減、製造工程時間の削減などがあげられる。ここで興味深いことは、CFRPを用いても787の機体は必ずしも軽くなっていないことである。全日空のホームページでは、787-8の重量(約115トン)は767-300ER(約90トン)に比べて約2割増加しているにも関わらず、燃費は約21%低減したと書かれている。この理由は第一に新エンジンの効率が当初より良好であるためと考えられる。また787の重量増加は、スパン(翼幅)が大きいことと、航続距離を伸ばすために燃料搭載量増加に耐える構造としたため、これを従来のアルミニウム構造と同じにしたらさらに重量は増加したとのことである⁷⁾。

2.3 A380

Airbusは1989年からBoeing 747に対抗できる大型機UHCA(Ultra High Capacity Aircraft)構想の実現

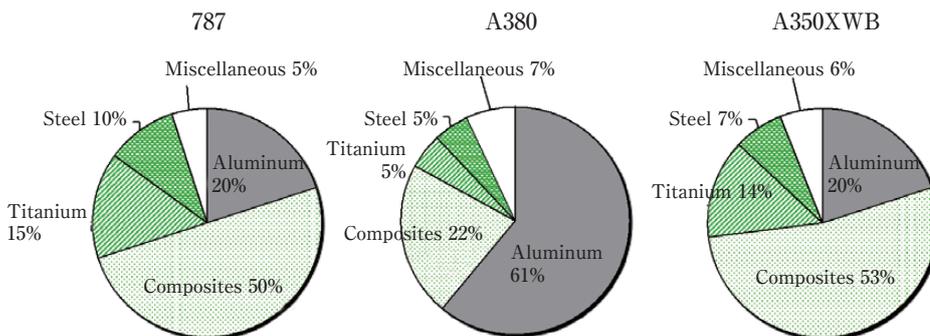


Fig. 3 Material composition ratio of Boeing 787, Airbus A380 and A350XWB⁶⁾.

を発表し、1994年にはA3XXとして計画を着手、2000年にA380として開発に入った。2005年欧州航空安全機関(EASA)と米国連邦航空局(FAA)の型式証明を同時取得し、2007年Singapore航空に引き渡された。この機体は二階建ての客室を有し、客室総面積はBoeing 747-400の約1.5倍で、A380-800の3クラス(エコノミー、ビジネスおよびファースト)の標準客席数は525席となり、747-400の400席を大幅に超え世界最大の旅客機となった⁶⁾。

A380の機体フレーム全体ではFig. 3(中)に示すようにアルミニウム合金の使用比率が61%を占めている。CFRPを含む複合材料が22%、チタンとスチールがそれぞれ5%、その他7%の内訳としてグレア(アルミニウム箔とガラス繊維布を積層させた複合材料)が3%、表面コーティング材が2%などとなっている。グレアは前部胴体と後部胴体の上面および側面パネルに適用されている。主翼が付く中央胴体、および前部胴体と後部胴体の下面には圧縮応力に強いアルミニウム合金が用いられており、主翼も基本的にはアルミニウム合金が用いられている。動翼の多くはCFRPだが、前縁のドループ・ノーズとストラット、後縁の内側フラップはアルミニウム合金製である。A380に使用されているAlcanの合金・調質と部位をTable 2に示す⁸⁾。Al-Li合金ではメインデッキのクロスビーム、床およびストリングに2099-T83および2196-T8511の押出材が、主翼の桁やリブなどの内部構造に2050-T84厚板が採用されている^{9), 10)}。尾翼は水平安定板、垂直安定板ともにCFRP製である。Fig. 4に示すようにA380のフロアビームには剛性が要求されるため、二階のフロアビームにはCFRPが、一階のフロアビームに2196-T8511押出材が用いられている⁹⁾。

2.4 A350XWB

A350は中型双発機として当初A330ベースに開発が構想されていたが、受注数で787に大きく水をあけられたため、再設計しA350 XWB (eXtra Wide Body)として2006年発表された。この飛行機は真円の胴体断面から太いダブルバブル断面とすることで、787より多い座席数と大きな搭載量を有している。Boeingの標準型787-8では197席、胴体延長型の787-9では285席である。これに対し、標準型のA350-900が3クラス(エコノミー、ビジネスおよびファースト)で314席、胴体延長型のA350-1000が350席で、777の300-350席に対抗できる機種となった。A350XWBは2014年9月EASAの型式証明を取得し、2014年12月Catar航空に1号機が引き渡された^{6), 11)}。

Table 2 Alcan advanced alloys and their main application on the Airbus A380 airframe⁸⁾.

Application		Product	Alloy/Temper			
Upper wing	panels	plate	7449-T7951	integrally machined		
	panels	plate	7056-T7951			
	spars	plate	7010-T7651			
	ribs	plate	7040-T7651	heavier gauge		
	ribs	plate	7010-T7651			
	stringers	plate	7449-T7651			
		extrusion	7449-T79511	lower gauge		
Lower wing	panels	plate	2024A-T351	Al-Li alloy		
	panels	plate	2027-T351			
	reinforcement	plate	2050-T84			
	stringers	extrusion	2027-T3511			
Fuselage	main frames, cockpit window frames, beams, fittings		plate	7040-T7451	thickness up to 220 mm	
	panels	stiffeners	frames	sheet	6156Clad-T6	lower shell fuselage
				extrusion	7349-T76511	
				extrusion	2024HS-T432	
				extrusion	6056-T78	
				extrusion	6056-T6	
				extrusion	2196-T8511	
	stiffeners	floor beams	extrusion	2196-T8511	Al-Li alloy	
				2196-T8511	Al-Li alloy	
	pressure bulkheads below cockpit floor		sheet	6056-T78	T78: IGC-free sheet material	



Photo: Courtesy of Airbus

Fig. 4 Al-Li alloy and CFRP floor beams in Airbus A380. Upper floor beam (solid line) is made of CFRP and lower one (dashed line) is made of Al-Li alloy⁹⁾.

A350XWBの大きな特徴の一つが、787と同様に機体構造に53%の複合材料を用いていることである(Fig. 3(右))⁶⁾。胴体の製造では、787が円筒形を一体成形するのに対し、上下左右4枚の胴体パネルを製造し、それをチタン合金製ファスナーで結合する方式をとっている。コックピット周辺はバードストライク対策のため衝撃に弱いCFRPに代わってアルミニウム合金が用いられている。CFRPの場合、衝撃によって炭素繊維の層が剥がれて(層間剥離)強度低下しても外観からは発見しにくい問題がある^{12), 13)}。また耐雷性のため、787ではCFRPに銅メッシュを重ねるが、A350XWBで

は銅箔を重ねて導電性を確保している^{7), 12), 13)}。Al-Li合金では、主翼ボックスのリップなどに2050-T84厚板が、中央ビームに2050-T852鍛造材が用いられている。主脚格納部には2198-T851板材のロールフォーミングと切削による部品が使用されている¹⁰⁾。

2.5 国産旅客機MRJの登場

MRJは2002年国立研究開発法人 新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) が提案した30～50席クラスの小型ジェット機開発「環境適応型高性能小型航空機」計画をベースに、三菱航空機(三菱重工の100%子会社、2008年設立)が設計開発するジェット旅客機である。60～90席クラスのリージョナルジェット機が、20年間で4200機になるとの一般財団法人 日本航空機開発協会の需要予測のもとに型式証明取得から20年間で1000機以上の販売を目指している(2012年には1500機に引き上げた)¹⁴⁾。将来の需要予測をFig. 5に示す^{15)～17)}。この分野の航空機としては既にカナダのBombardierやブラジルのEmbraer、さらにロシアや中国も進出しようとしている。

これらのライバル機に対し、MRJは70席クラスのMRJ-70と90席クラスのMRJ-90を開発し、燃費性能と乗客の居住性で優位性を示すことで対抗しようとしている。現時点でのシミュレーションではライバル機を約20%上回る燃費性能向上が得られている。当初の構想ではCFRPも用いた機体構造で15%、エンジンで15

%合わせて30%の燃費向上を目指していたが、2009年に大幅な設計変更がなされ、主翼にはCFRPから2000系および7000系アルミニウム合金を用いることになった。この変更の理由は、次の5点が挙げられる。

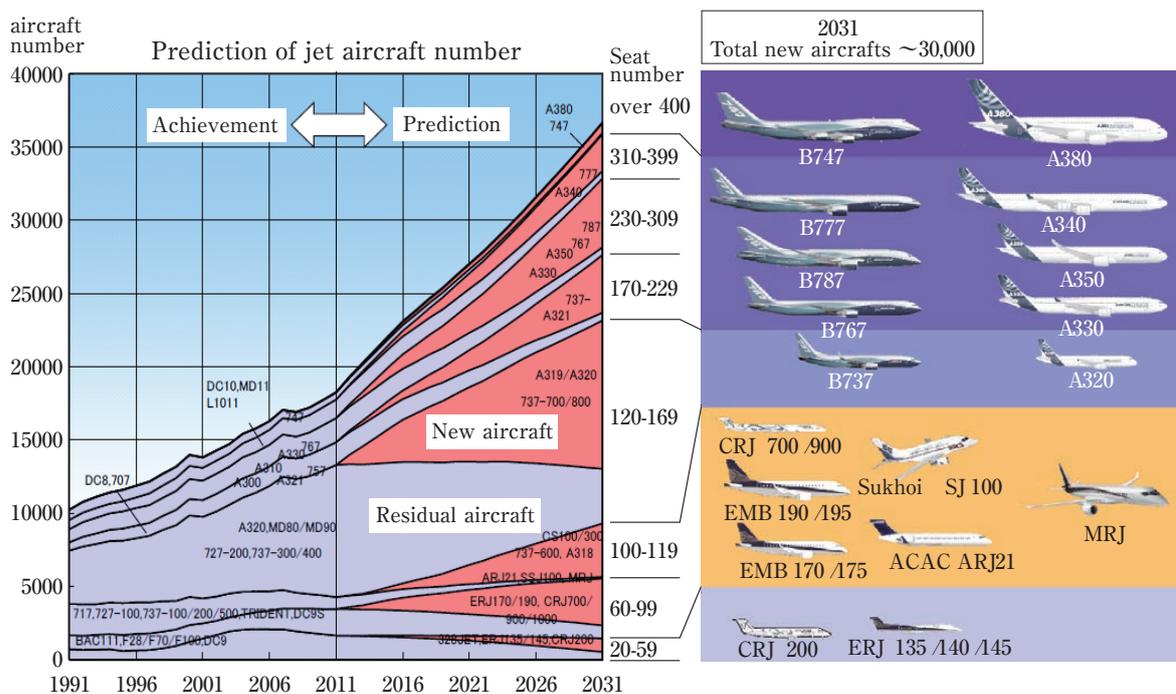
第一に787と異なり主翼面積が小さいため断面形状の曲率は大きく、丸みを帯びたものになる。CFRPでは曲率が大きくなると、しわができやすくなり、しわができると空力特性は大幅に下がる。しわを避けるためにシートを分割すると強度が弱くなり、そのため積層枚数の増加や補強材追加が必要になり軽量化効果が少なくなること^{14), 18), 19)}。

第二に主翼の燃料タンクの点検口が多く、点検口の周囲はCFRPだと補強が必要で、主翼の小さいMRJだと補強材の割合が787に比べて大きくなり重量もまして軽量化の効果も得られずコスト高になること²⁰⁾。

第三にCFRPの場合は高価な成形の型を派生機ごとに作ると費用が高んでしまうこと²⁰⁾。

第四にCFRPを使用すると、機体に雷が落ちた場合、電流は炭素繊維を伝って流れ、ボルト穴で隙間が空いていると放電する恐れがある。もし主翼のボルト穴で放電現象が起こると、燃料に引火する恐れがある。したがって耐雷性の対策を厳重に行うと余分な重量を使用し、金属製主翼とCFRP主翼では重量はほとんど変わらないことになり、コスト的にもメリットが出せないことである²¹⁾。

第五に小型飛行機になると空港での地上車両などと



From "The current status and issues of Japan aircraft industry" (2013), METI.

Fig. 5 Demand trend of jet aircraft by number of seats¹⁶⁾.

の接触の危険性が増し、衝突すれば内部欠陥となり、CFRPの場合にははっきりとした痕跡が残らないため気がつきにくいので見落とされる可能性が高いことなどである²²⁾。これに対しアルミニウム合金を用いると、落雷対策のための余分な対策も不要になり、既存の加工技術がそのまま活かせるメリットもある。機体構造を工夫することで5%の燃費削減が図られたと推定されている。エンジンではP&WのGTF (Geared Turbo Fan) という新型エンジンを用いることで燃費を約16%削減できたと推定されている。**Fig. 6**にMRJの外観とその材料構成比を示す^{15), 16)}。今後、燃費削減がさらに要求されると、開発が予定されているMRJ-100では主翼のアルミニウム合金がCFRPになる可能性もある¹⁸⁾。

2.6 HondaJet

最近、日本公開されたHondaJetは乗員含めて7名乗りの小型ビジネスジェットで、ノースカロライナ州グリーンズボロ (Greensboro) にあるピードモント・トライアド (Piedmont Triad) 国際空港内のHonda Aircraft Companyの工場生産が行われている。このHondaJetでは、エンジンを主翼上面に配置し、空力的にも大きな効果を得る最適な位置と形状を備えたユニークな主翼上面形態にしている。この形態では胴体後部のエンジン支持構造が不要で内部スペースを最大限に利用できるため、広い客席と大きな荷物室が実現できた。胴体の組立てにおいては、CFRP複合材料を用いてハニカムサンドイッチパネルとスティフンドパネルの2種の構造様式を組み合わせる一体成型する製造技術により製造されている。主翼はアルミニウム一体削り出しスキン (外板) を用いて凹凸を極小にしているのが特徴である²³⁾。

2.7 P-1, C-2

川崎重工業では防衛省の対潜哨戒機 (P-1) や大型輸送機 (C-2) (**Fig. 7**) を製造することで機体の設計製造が全

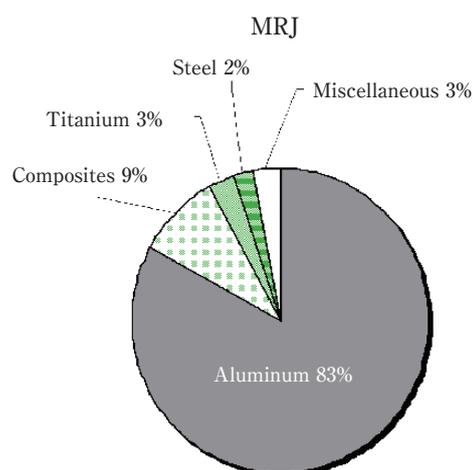


Fig. 6 Appearance of MRJ and its material composition ratio¹⁶⁾.

て国産化できる状況になってきている²⁴⁾。この技術を民間機に転用し世界に販売して行くことも日本の技術力をあげていくことに繋がると考えられる。

3. 最近の航空機用アルミニウム合金の動向

3.1 2000系, 7000系合金 (Li含有合金をのぞく)

Fig. 8に示すように2000年以降の航空機に、主翼桁やリブに7085合金、主翼上面に7056合金、胴体構造に7140合金などが用いられようとしている^{15), 25)}。これらの合金は2000年以降にAA (The Aluminum Association)



Fig. 7 Maritime patrol aircraft P-1 (left) and military transport aircraft C-2 (right)²⁴⁾.

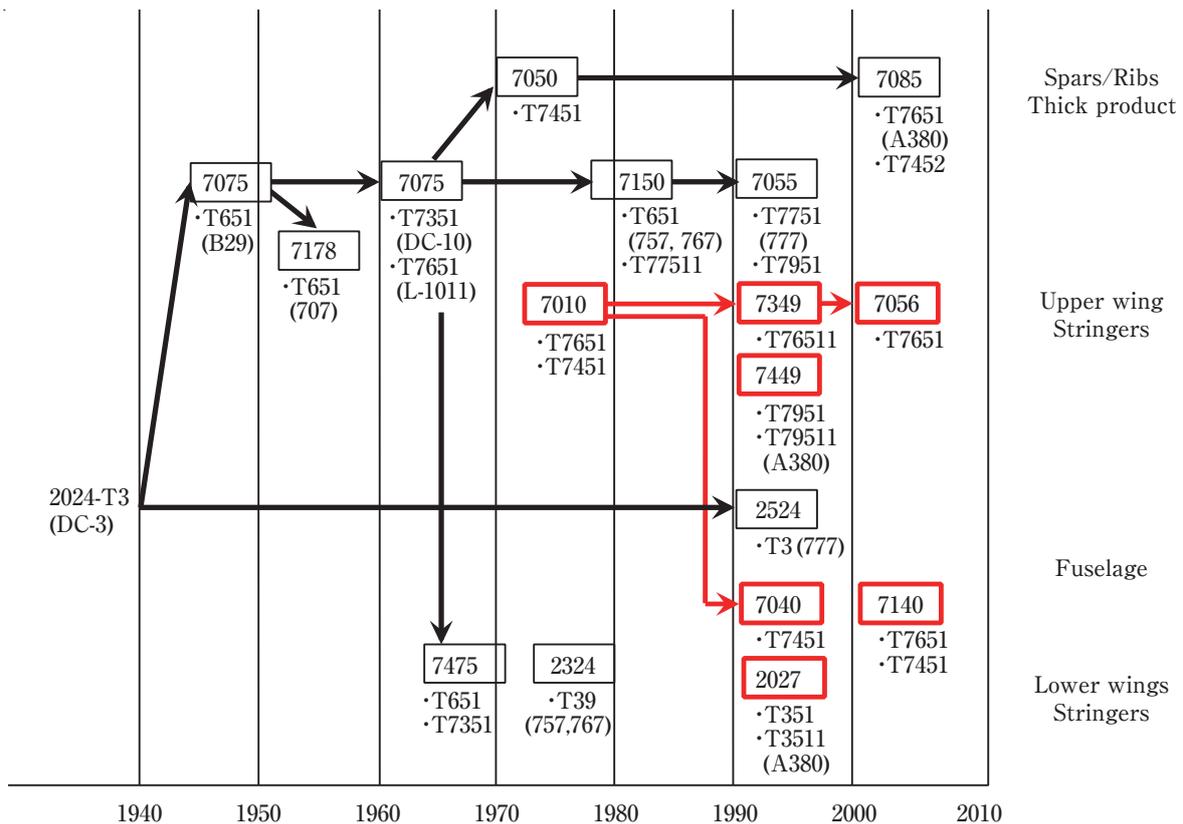


Fig. 8 Trend of the alloy development for aircrafts and its applications, thin black frame: Alcoa's alloys, thick red frame: Alcan (Constellium)'s ones^{15), 25)}.

に登録された合金である。これらを含めAAに登録されている最近の航空機用2000系と7000系合金の成分をTable 3に示す²⁶⁾。

2000系合金では高純度地金を用いて破壊靱性の向上や疲労き裂進展速度を抑制していること、ジルコニウムを添加して繊維状組織にすること、さらに銀を添加して強度を高めるようになってきていることが特徴的である。後述するAl-Li系合金では銀を添加したものが多く開発されている。7000系合金で特徴的なことは亜鉛が7～10%程度まで添加された合金が多くなっていることである。日本で戦前発明され零戦に採用された超々ジュラルミンESDの亜鉛量が6～9%であったので、世界はようやく超々ジュラルミンのレベルまで来たとも言えよう。もう一つは2000系と同様に使用する地金が高純度化されていることである。これは材料の不純物元素に起因する化合物を減少させて、高靱性化や疲労き裂の進展を抑制するためである。さらに厚板材や厚肉の鍛造品で焼入れ感受性を鈍感にするために、添加元素をクロムからジルコニウムに変えていること、マグネシウムおよび銅の添加量を適正化していることがある。航空機用アルミニウム合金に要求される特性をTable 4に示す⁹⁾。材料が航空機に適用されるためには、米国のMMPDS

(Metallic Materials Properties Development and Standardization: 旧MIL-HDBK-5²⁷⁾)に登録されることが求められる。このMMPDSには航空機用材料の強度などの設計データが含まれている。MMPDSのデータをもとに7000系合金の強度比較をFig. 9に示す^{15), 27)}。Table 5にMRJのベース合金と今後適用される候補合金を示す¹⁵⁾。

次に最近開発された新合金についてMMPDSや各社の材料データを参考にその特徴をまとめる²⁷⁾。

3.1.1 2000系新合金

(1) 2013

本合金は日本(UACJ)が開発した合金で、2024合金の代替材として使用することができる。静的強度は2024合金と同等かそれより高い。ペアリング強度は2024-T3511よりも20%高い。200℃までの温度での引張強さは2024-T62より高く、175℃で高温に曝されても強度は低下しない。2013合金は2024合金と比較して耐食性や耐疲労き裂進展特性が向上している。この合金は中空形状を含む複雑な形材を押し出せる。このため一体化成形が可能となりコストダウンに寄与でき

Table 3 Aerospace aluminum alloy registered in The Aluminum Association ²⁶⁾.

No	Date	By	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ag	Zr	Ti
2013	2003	JAPAN	0.6-1.0	0.40	1.5-2.0	0.25	0.8-1.2	0.04-0.35	0.25			0.15
2014	1954	USA	0.50-1.2	0.7	3.9-5.0	0.40-1.2	0.20-0.8	0.10	0.25		0.20 Zr+Ti	0.15
2017	1954	USA	0.20-0.8	0.70	3.5-4.5	0.40-1.0	0.40-0.8	0.10	0.25			0.15
2024	1954	USA	0.50	0.50	3.8-4.9	0.30-0.9	1.2-1.8	0.10	0.25		0.20 Zr+Ti	0.15
2124	1970	USA	0.20	0.30	3.8-4.9	0.30-0.9	1.2-1.8	0.10	0.25		0.20 Zr+Ti	0.15
2424	1994	USA	0.10	0.12	3.8-4.4	0.30-0.6	1.2-1.6		0.20			0.10
2524	1995	USA	0.06	0.12	4.0-4.5	0.45-0.7	1.2-1.6	0.05	0.15			0.10
2624	2009	USA	0.08	0.08	3.8-4.3	0.45-0.7	1.2-1.8	0.05	0.15			0.10
2025	1954	USA	0.50-1.2	1.0	3.9-5.0	0.40-1.2	0.05	0.10	0.25			0.15
2026	1996	USA	0.05	0.07	3.6-4.3	0.30-0.8	1.0-1.6		0.10		0.05-0.25	0.06
2027	2001	FRANCE	0.12	0.15	3.9-4.9	0.50-1.2	1.0-1.5		0.20		0.05-0.15	0.08
2040	2003	USA	0.08	0.10	4.8-5.4	0.45-0.8	0.7-1.1		0.25	0.40-0.7	0.08-0.15	0.06 0.0001 Be
2056	2003	FRANCE	0.10	0.12	3.3-4.3	0.10-0.50	0.6-1.4		0.40-0.8			
2219	1954	USA	0.20	0.30	5.8-6.8	0.20-0.40	0.02		0.10		0.10-0.25	0.02-0.10 0.05-0.15 V
2519	1985	USA	0.25	0.30	5.3-6.4	0.10-0.50	0.05-0.40		0.10		0.10-0.25	0.02-0.10 0.05-0.15 V
2029	2013	USA	0.12	0.15	3.2-4.0	0.20-0.40	0.8-1.1			0.30-0.50	0.08-0.15	0.10
2618	1954	USA	0.10-0.25	0.9-1.3	1.9-2.7		1.3-1.8		0.10			0.04-0.10 0.9-1.2 Ni
7010	1975	UK	0.12	0.15	1.5-2.0	0.10	2.1-2.6	0.05	5.7-6.7		0.10-0.16	0.06
7136	2004	USA	0.12	0.15	1.9-2.5	0.05	1.8-2.5	0.05	8.4-9.4		0.10-0.20	0.10
7037	2006	GERMANY	0.10	0.10	0.6-1.1	0.50	1.3-2.1	0.04	7.8-8.0		0.06-0.25	0.10
7040	1996	FRANCE	0.10	0.13	1.5-2.3	0.04	1.7-2.4	0.04	5.7-6.7		0.05-0.12	0.06
7140	2005	FRANCE	0.10	0.13	1.5-2.3	0.04	1.7-2.4	0.04	6.2-7.0		0.05-0.12	0.06
7049	1968	USA	0.25	0.35	1.2-1.9	0.20	2.0-2.9	0.10-0.22	7.2-8.2			0.10
7149	1975	USA	0.15	0.20	1.2-1.9	0.20	2.0-2.9	0.10-0.22	7.2-8.2			0.10
7249	1982	USA	0.10	0.12	1.3-1.9	0.10	2.0-2.4	0.12-0.18	7.2-8.2			0.06
7349	1994	FRANCE	0.12	0.15	1.4-2.1	0.20	1.8-2.7	0.10-0.22	7.5-8.7		0.25 Zr+Ti	
7449	1994	FRANCE	0.12	0.15	1.4-2.1	0.20	1.8-2.7		7.5-8.7		0.25 Zr+Ti	
7050	1971	USA	0.12	0.15	2.0-2.6	0.10	1.9-2.6	0.04	5.7-6.7		0.08-0.15	0.06
7150	1978	USA	0.12	0.15	1.9-2.5	0.10	2.0-2.7	0.04	5.9-6.9		0.08-0.15	0.06
7055	1991	USA	0.10	0.15	2.0-2.6	0.05	1.8-2.3	0.04	7.6-8.4		0.08-0.25	
7255	2009	USA	0.06	0.09	2.0-2.6	0.05	1.8-2.3	0.04	7.6-8.4		0.08-0.15	0.06
7056	2004	FRANCE	0.10	0.12	1.2-1.9	0.20	1.5-2.3		8.5-9.7		0.05-0.15	
7065	2012	USA	0.06	0.08	1.9-2.3	0.04	1.5-1.8	0.04	7.1-8.3		0.05-0.15	0.06
7068	1996	USA	0.12	0.15	1.6-2.4	0.10	2.2-3.0	0.05	7.3-8.3		0.05-0.15	0.1 V
7075	1954	USA	0.40	0.50	1.2-2.0	0.30	2.1-2.9	0.18-0.28	5.1-6.1			
7175	1957	USA	0.15	0.20	1.2-2.0	0.10	2.1-2.9	0.18-0.28	5.1-6.1			
7475	1969	USA	0.10	0.12	1.2-1.9	0.06	1.9-2.6	0.18-0.25	5.2-6.2			
7181	2009	GERMANY	0.08	0.10	1.2-1.9	0.15	1.7-2.2	0.04	6.7-7.9		0.08-0.18	0.06
7085	2002	USA	0.06	0.08	1.3-2.0	0.04	1.2-1.8	0.04	7.0-8.0		0.08-0.15	
7099	2011	USA	0.12	0.15	1.4-2.1	0.04	1.6-2.3	0.04	7.4-8.4		0.05-0.15	0.06
ESD	1936	JAPAN			1.5-2.5	0.3-1.0	1.2-1.8	0.1-0.4	6.0-9.0			

る。また成形性も2024合金より優れており、密度も2024合金より2%小さい。開発経緯などの詳細は3.3で述べる。

(2) 2519

本合金はAlcoaとU.S. Armyが共同開発した防弾用の溶接が可能なAl-Cu合金で、厚板で使用される。2519防弾用板は5083より優れた防弾性を有し、7039合金と同等な防弾特性を有し、応力腐食割れを示さないので7039合金よりも優れる²⁸⁾。2519合金の一般耐食性は2219と同等である。2519-T87の耐力は2219-T87材

よりも20%高い。2519-T87材は溶加材2319で容易に溶接できる。溶接部の耐力は他の溶接できる合金よりも高い。2519合金は溶接後時効、あるいは溶接後焼入れ時効することで溶接ままの状態よりも機械的性質が向上する。

(3) 2524

本合金は他の2000系板材よりも高靱性で疲労き裂進展抵抗が優れている。板材はT3で使用される。合わせ板材のAlclad 2524-T3の機械的性質や一般耐食性はAlclad 2024-T3と同等である。この合金の製品は主に

Table 4 Engineering property requirement for main structural areas in a transport aircraft⁹⁾.

Structural area	Requirements	
Fuselage/ pressure cabin	Lower skin (compression)	CYS, E, Corrosion
	Upper skin (tension)	DT, TS
	Stringer/frame	CYS, E, DT, TS
	Seat/cargo tracks	TS, Corrosion
	Floor beam	E, TS
Upper wing (compression)	Skin/stringer	CYS, E, DT, TS
	Spars	CYS, E, Corrosion
Lower wing (tension)	Skin/Spars/Stringers	DT, TS
Horizontal stabilizer	Lower (compression)	CYS, E, DT
	Upper (tension)	DT, TS

CYS: compressive yield strength, E: elastic modulus,
 TS: tensile strength,
 DT: damage tolerance properties (fatigue, fatigue crack
 growth, fracture toughness)

Alclad 2024-T3と同等の強度で疲労き裂進展抵抗や靱性を向上させたい成形用航空機部品に用いられる。

(4) 2624

本合金はAlcoaが開発した高強度で損傷許容性に優れている合金で、T39およびT351の厚板で使用される。成分と製造工程を最適化したことで、通常の2000系合金よりも損傷許容性に優れる。

(5) 2026

本合金はAlcoaが開発した2024, 2224合金の改良合金であり、押出棒、型材で用いられている²⁹⁾。不純物元素の含有量を抑え、マンガンに加えてジルコニウムを添加している。この合金の押出材は、通常溶接はしないが、加工時に割れが生じやすい部品や切削時に極端に歪みややすい部品や、高強度で損傷許容性が必要な部品に用いられる。表面再結晶層が薄く、表面切削量が低減できる。製造工程によっては応力腐食割れに敏感になる場合がある。2026-T3511材は厚さ3.25インチ

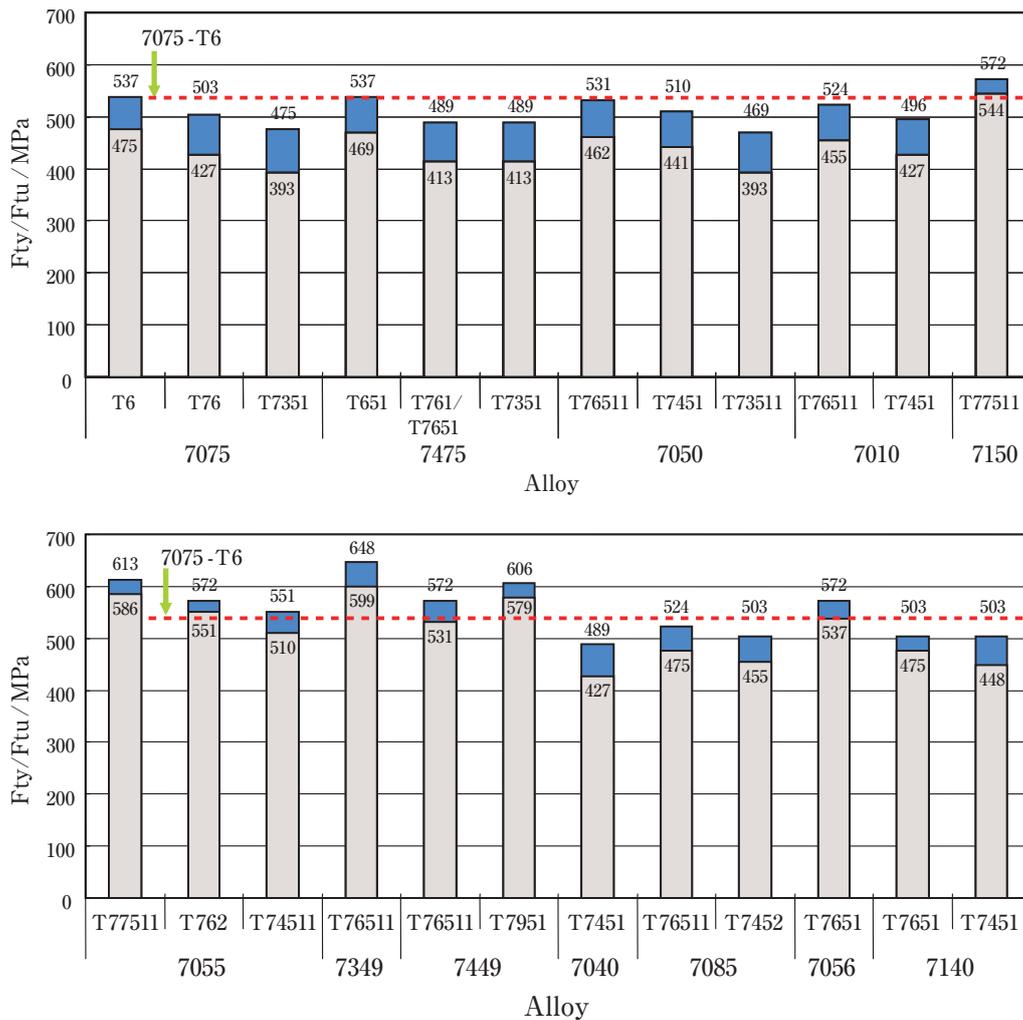


Fig. 9 Tensile strength (Ftu) and yield strength (Fty) of 7000 series aluminum alloys for aircrafts published in MMPDS^{15), 27)}.

Table 5 Basic alloys (base line) and future candidate for MRJ¹⁵⁾.

Applications		Base line	Future candidate alloy	
Upper wing	Skin	7075-T651	7075-T7351 7055-T7751 (777) 7449-T7951	7150-T7751 7055-T7951 (A380) 7056-T7951
	Stringer	7075-T6511	7075-T73511 7055-T77511 (777) 7349-T76511	7150-T77511 7055-T79511 (A380) 7449-T79511
Lower wing	Skin	2024-T351	2324-T39	2027-T351
	Stringer	2024-T3511	2224-T3511 2027-T3511	2026-T3511
Fuselage	Skin	2024-T3	2524-T3	
	Stringer	2024-T3511 7075-T73511	2026-T3511 7150-T77511	7349-T76
	Frame	7075-T73 (sheet) 7075-T7351	7055-T762 (sheet) 7050-T7451	7040-T7451 2026-T3511
	Seat track	7075-T73511	7150-T77511	7349-T76
	Floor beam	7075-T7351	7050-T7451	7150-T7751 7055-T7751
	Stanchion	7075-T73511	7150-T77511	7349-T76

以下 (82.6 mm 以下) で用いられ、薄肉で高耐力が必要な場合は T8511 で用いられる。主翼下面構造に適する。

(6) 2027

本合金は Alcan が高強度で高損傷許容性を両立させる目的で開発した合金である。高純度地金を用い、マグネシウム、マンガン量およびジルコニウム系分散相の量を最適化したために、静的特性および破壊靱性は従来の 2000 系合金より優れている。本合金は 2027-T351 厚板および 2027-T3511 押出材で使用されている。2027-T351 厚板は主翼下面に、2027-T3511 押出材は切削工程での寸法安定性や高強度で高損傷許容性が必要とされる切削部品に主に用いられる。

(7) 2029

2029-T8 材は最近 Alcoa が開発した合金で銀が 0.30-0.50% 添加されていて、高耐力、高破壊靱性値および高耐食性を有している³⁰⁾。残留応力除去して時効処理した T8 材は、裸板でも耐食性は良好であるが、純アルミニウムを皮材とした合わせ板材はさらに耐食性が向上する。通常胴体に使用される 2X24-T3 材の代替として使用され、引張強さは同等であるが耐力は 20% 高く、疲労き裂進展抵抗は Alclad 2524 材と同等である。胴体および翼の前縁に適している。

(8) 2040

2040-T6 材は Alcoa が開発した合金で、マンガンに加えてジルコニウムを添加し、さらに銀を添加することで、2014-T6 材よりも優れた高温強度、耐 SCC 性ならびに疲労強度が得られる³¹⁾。航空機用アルミニウムホイールに使用され、このホイールは外側の 7050-T74 鍛造材と内側の 2014-T6 鍛造材を組み合わせて作られている。2040-T6 鍛造材を用いることで、ホイールの軽量

化と損傷許容の拡大を図ることができる。

(9) 2056 クラッド

本合金は Alcan が開発した Al-Cu-Mg-Zn 合金で、他の 2X24 板材と比較して、耐疲労き裂進展特性、高強度および破壊靱性に優れている。Alclad T3 板として用いられており、静的な機械的性質は Alclad 2024-T3 より優れている。亜鉛は、芯材と合わせ板の皮材 (AA1050) との電位差を最適化し、合わせ板材の寿命を高めるために添加されている。Alclad 2056 は、主に胴体構造に用いられる。

3.1.2 7000 系新合金

(1) 7136

本合金は米国 Universal Alloy Corporation が開発した高強度と耐食性を兼ね備えた押出用合金である³²⁾。MMPDS には T76511 が登録されている。耐剥離腐食性と耐力腐食割れ性は他の 7000 系-T76 合金と同等である。

(2) 7037

本合金はドイツ Otto Fuchs KG で開発された鍛造用合金で、従来の 7000 系合金の強度と破壊靱性を向上させている³³⁾。焼入れ感受性を鈍感にするよう合金成分を最適化させていて、ランディングギア用鍛造品、フレーム、スバ、フィッティングなどのような大きな板厚を有する部品や大きな鍛造品に有効である。7037 合金は 100 mm 以上の厚みを有する自由鍛造品や型鍛造品で高強度高破壊靱性を示す。

(3) 7040

本合金は Alcan が A380 向けに開発した合金で、7010 や 7050 合金に比べて、特に 8.5 インチ以下の厚板で高

強度高靱性が得られるようにした合金である。主翼の桁材には従来の7010-T7651材や7050-T7651材に代わって、7040-T7651材が用いられた。ジルコニウム、マグネシウム、銅、不純物などを適正化して7050合金よりも焼入れ感受性を鈍くし、非常に厚い板でも高強度高靱性が得られる。7040-T7451厚板は高強度高靱性高耐食性が要求される構造物には適している。切削加工で一体化加工したスパ(桁)、リブ(小骨)、胴体フレームなどの部品には有用である。7040合金は3.0~8.5インチの厚板材にも使用されている。なお、残留応力を厳しく制御しているので、極めて寸法安定性が良い。このため切削後のひずみ矯正が必要とされる圧延材や鍛造材ではこれを使用することでコスト低減になる。

(4) 7140

本合金は7040合金の派生型で非常に厚い板に用いられる。7040合金よりも高強度で靱性がある。強度、破壊靱性と耐食性のバランスを考慮したT7451とT7651の二種類の調質で製造される。耐応力腐食割れ性と耐剥離腐食性は7000系合金のこのクラスのT7451、T7651調質と同等である。

(5) 7349

本合金はAlcanが開発した合金で7150合金と同等の強度を有し、小型から中型の押出材に使用されている。T76511調質は高い引張強さを有し、耐剥離腐食性は他の7000系過時効材と同等レベルである。

(6) 7449

本合金はAlcanがA340-500/600主翼用に開発した合金で、従来の7000系合金より高強度である。7449合金は板では二種類の調質(T7951およびT7651)、押出材では一種類の調質(T79511)で使用されている。T7951調質は高い引張や圧縮特性、中程度の破壊靱性および過時効材と同等なレベルの耐応力腐食割れ性を示す。A380-800では主翼上面に用いられている。T7651調質は、他の7000系合金のT76調質と比較して、引張強さは低いが中程度の破壊靱性を有し耐応力腐食割れ性に優れている。A380の主翼リブでは厚さ100mm以下に7449-T7651合金が使用されている。押出材のT79511は主翼上面の大型ストリングに用いられている。

(7) 7255

本合金はAlcoaが開発した合金で、同等の破壊靱性を有する従来の7000系合金よりも強度と疲労強度が高い。本合金は厚板で使用される。T77は他の7000系合金のT76に比べて引張および圧縮強度が高い。7225厚板は主に主翼上面パネルに使用されている。

(8) 7056

本合金はAlcanが開発した合金で、7056-T7651は主

翼上面のような中位の厚板に使用されている。7056合金は高い引張および圧縮特性と中程度の耐食性を有し、破壊靱性を向上させるために7449合金の成分の適正化を図った合金である。耐応力腐食割れ性と耐剥離腐食性は同レベルの強度を有する7000系合金T7651と同等である。

(9) 7068

本合金はKaiser Aluminumが1990年代中ごろに軍需部品で7075合金代替材として開発した合金である。2インチから6.25インチ径の7068-T6511押出材が1995年から生産されている。最近ではロッカーアームやコネクティングロッドのような自動車部品にも利用されている。7068-T6511は断面で1~2インチを有する7075-T6511よりも長手方向の耐力で100MPa程度高いので軽量化に寄与するが、7068-T6511は板厚方向(ST方向)で応力が負荷されると応力腐食割れの生じる可能性があるため注意が必要である。

(10) 7085

本合金はAlcoaが開発した合金で、通常の7000系合金厚肉材の強度と靱性の向上を図った合金である。厚肉の板材にはT7651やT7451が、型鍛造品や自由鍛造品にはT7452が用いられる。本合金は成分を最適化して焼入れ感受性を鈍化させている。従来の7000系合金を改良した結果、広範囲の板厚で高い長手方向の耐力とL-Tき裂面方位(Lはき裂面に垂直な方位、Tはき裂が進展する方位)の破壊靱性が得られる。7085合金の耐食性(耐剥離腐食性および耐応力腐食割れ性)は従来の7000系合金と同等である。静的強度と破壊靱性の組合せにより7085合金は厚い断面の用途、スパ、リブ、一体化加工された切削部品などに最適である。

(11) 7099

本合金はKaiserが開発した合金で、7099-T7651やT7451で使用され、強度、破壊靱性、耐食性および焼入れ性に優れた合金である³⁴⁾。7099-T7651は引張強さで7050-T7451の15%、耐力で20%向上し耐応力腐食割れ性に優れ、7099-T7451は引張強さで7050-T7451の10%、耐力で15%向上し耐応力腐食割れ性と耐剥離腐食性に優れている。厚板(25-152mm)で供給され、主翼のリブ、桁、スキン材、胴体のフレームや床材などに適している。

3.2 第三世代Al-Li合金の動向

リチウムは金属元素中最も密度が低く0.53g/cm³で、リチウムをアルミニウムに1mass%添加することで剛性は約6%上昇し、かつ密度は約3%低下することから、航空機用アルミニウム材料のさらなる軽量化を目的と

して1980年代に研究開発ならびに機体への適用検討が行われた。しかしながら、第二世代と呼ばれるこのAl-Li合金はリチウム含有量が2mass%を超え密度は小さくなったものの、(1)強度異方性、(2)低い破壊靱性、(3)低い耐食性、などいくつか問題があり航空機への適用は非常に限定的であった。1990年後半から第三世代のAl-Li合金としてこれらの問題点を克服しようと開発が行われており、現在も欧米を中心に開発が行われている³⁵⁾。第一世代から第三世代までのAl-Li合金開発の流れをFig. 10に示す³⁶⁾。

Table 6にAAに登録されているAl-Li合金の成分を示す²⁶⁾。この表の下段に示した2094合金以降が第三世代Al-Li合金と呼ばれるもので、化学組成の特徴としてはリチウム含有量が2%以下となっている。MMPDSに掲載されている各種Al-Li合金の強度をFig. 11に示す²⁷⁾。Fig. 12にリチウム含有量と合金密度の関係を示す²¹⁾。第三世代のAl-Li合金の密度低下は7075合金と比較して3~6%であるので、比強度を向上するには有利となる。第二世代と第三世代のAl-Li合金の機械的特性、破壊靱性および耐食性の比較や製造プロセスを比較すると、第二世代のAl-Li合金は(1)低密度、(2)高剛性、(3)高疲労寿命などの良好な特性を持つ反面、(1)機械的特性の面内異方性が大きい、(2)板厚(ST)方向の破壊靱性が低い、(3)平面応力下の破壊靱性が低いなどの欠点

があった。第三世代のAl-Li合金ではこれらの欠点を改善するため、(a)強化機構、(b)靱性制御、(c)再結晶制御、(d)結晶粒径および集合組織制御、(e)疲労特性向上および(f)耐食性向上に関して各種第二相粒子および添加元素の働きについて詳細な研究が行われている。Al-Li合金において最適な機械的特性を得るためにクロス圧延や溶体化処理前に回復焼鈍を実施するなどの加工熱処理法が検討されている³⁵⁾。

一般的に構造設計時には最も特性の低い方向の特性を基準として行われるため、機械的特性の異方性は最小にすることが望まれている。特に第二世代Al-Li合金は面内異方性が大きく、45°方向の強度が低いという問題点があった。これらは主に集合組織や結晶粒の粒径や形状および析出相によるもので、第三世代Al-Li合金では面内異方性および板厚方向の異方性が改善されている³⁵⁾。

破壊靱性の向上には不溶性の第二相粒子の影響が大きく、結晶粒界近傍のPFZの制御や不溶性の第二相粒子の低減および未再結晶組織あるいは再結晶粒の形状制御によって破壊靱性の向上が図られている。さらに第三世代Al-Li合金は耐応力腐食割れ性についても大きく向上しており、現行材の2000系、7000系合金や第二世代Al-Li合金と比べてSCCが生じるしきい応力が高いことが言われている³⁵⁾。

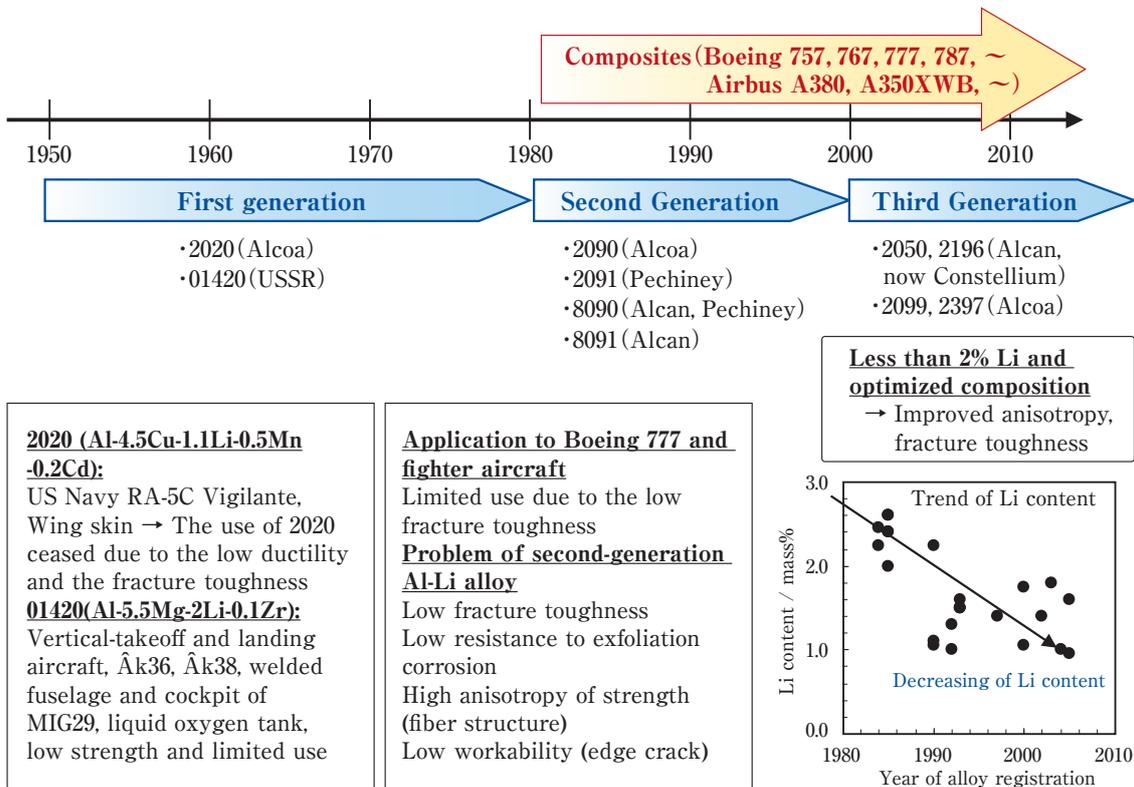
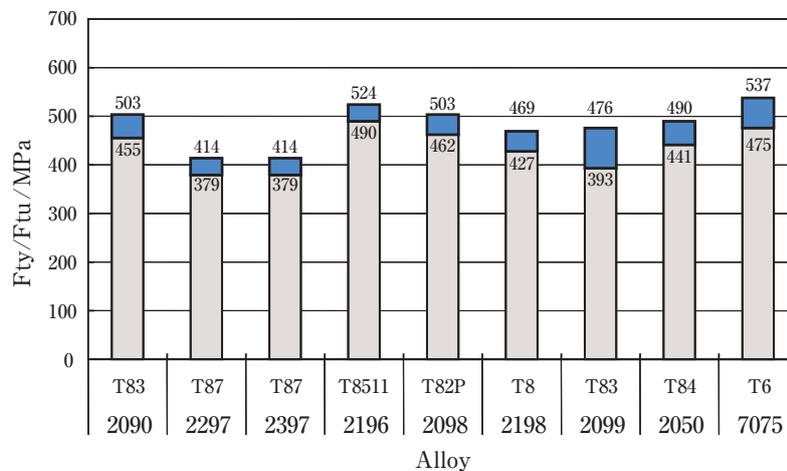


Fig. 10 Trend of Al-Li alloy development³⁶⁾

Table 6 Al-Li Alloys registered in The Aluminum Association ²⁶⁾.

No.	Date	By	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Ag	Li	Zr	Ti
8090	1984	EAA	0.2	0.3	1.0-1.6	0.1	0.6-1.3	0.25	...	2.2-2.7	0.04-0.16	0.1
2090	1984	USA	0.1	0.12	2.4-3.0	0.05	0.25	0.1	...	1.9-2.6	0.08-0.15	0.15
8091	1985	UK	0.3	0.5	1.6-2.2	0.1	0.50-1.2	0.25	...	2.4-2.8	0.08-0.16	0.1
2091	1985	FRANCE	0.2	0.3	1.8-2.5	0.1	1.1-1.9	0.25	...	1.7-2.3	0.04-0.16	0.1
8093	1990	FRANCE	0.1	0.1	1.0-1.6	0.1	0.9-1.6	0.25	...	1.9-2.6	0.04-0.14	0.1
2094	1990	USA	0.12	0.15	4.4-5.2	0.25	0.25-0.8	0.25	0.25-0.6	0.7-1.4	0.04-0.18	0.1
2095	1990	USA	0.12	0.15	3.9-4.6	0.25	0.25-0.8	0.25	0.25-0.6	0.7-1.5	0.04-0.18	0.1
2195	1992	USA	0.12	0.15	3.7-4.3	0.25	0.25-0.8	0.25	0.25-0.6	0.8-1.2	0.08-0.16	0.1
2097	1993	USA	0.12	0.15	2.5-3.1	0.10-0.6	0.35	0.35	...	1.2-1.8	0.08-0.16	0.15
2197	1993	USA	0.1	0.1	2.5-3.1	0.10-0.50	0.25	0.05	...	1.3-1.7	0.08-0.15	0.12
2297	1997	USA	0.1	0.1	2.5-3.1	0.10-0.50	0.25	0.05	...	1.1-1.7	0.08-0.15	0.12
2397	2002	USA	0.1	0.1	2.5-3.1	0.10-0.50	0.25	0.05-0.15	...	1.1-1.7	0.08-0.15	0.12
2196	2000	USA	0.12	0.15	2.5-3.3	0.35	0.25-0.8	0.35	0.25-0.6	1.4-2.1	0.04-0.18	0.1
2296	2010	France	0.12	0.15	2.1-2.8	0.05-0.50	0.20-0.8	0.25	0.25-0.6	1.3-1.9	0.04-0.18	0.1
2098	2000	USA	0.12	0.15	3.2-3.8	0.35	0.25-0.8	0.35	0.25-0.6	0.8-1.3	0.04-0.18	0.1
2198	2005	USA	0.08	0.1	2.9-3.5	0.5	0.25-0.8	0.35	0.10-0.50	0.8-1.1	0.04-0.18	0.1
2099	2003	USA	0.05	0.07	2.4-3.0	0.10-0.50	0.10-0.50	0.40-1.0	...	1.6-2.0	0.05-0.12	0.1
2199	2005	USA	0.05	0.07	2.3-2.9	0.10-0.50	0.05-0.40	0.20-0.9	...	1.4-1.8	0.05-0.12	0.1
2050	2004	USA	0.08	0.1	3.2-3.9	0.20-0.50	0.20-0.6	0.25	0.20-0.7	0.7-1.3	0.06-0.14	0.1
2055	2011	USA	0.07	0.1	3.2-4.2	0.10-0.50	0.20-0.6	0.30-0.7	0.20-0.7	1.0-1.3	0.05-0.15	0.1
2060	2011	USA	0.07	0.07	3.4-4.5	0.10-0.50	0.6-1.1	0.30-0.50	0.05-0.50	0.6-0.9	0.05-0.15	0.1
2076	2012	France	0.1	0.1	2.0-2.7	0.15-0.50	0.20-0.8	0.3	0.15-0.40	1.2-1.8	0.05-0.16	0.1
2065	2012	France	0.1	0.1	3.8-4.7	0.15-0.50	0.25-0.8	0.3	0.15-0.50	0.8-1.5	0.05-0.15	0.1

**Fig. 11** Tensile strength (Ftu) and yield strength (Fty) of Al-Li alloys for aircrafts published in MMPDS ²⁷⁾.

以上のように第三世代 Al-Li 合金は合金自体の密度は大きくなっているが、特性の向上によって比強度や比靱性は第二世代 Al-Li 合金を超える特性が得られている。

第三世代の Al-Li 合金は、Martin Marietta と Reynolds Metals Company が Weldalite 系の 2094, 2095 を開発したことが始まりであった。その後 2195 が開発され、スペースシャトルの燃料タンクに採用された。打ち上げ用ロケットのタンクに使用した Al-Li 合金の特性の一例をリチウムが含まれない従来合金と比較して **Table 7**

に示す ³⁷⁾。Reynolds は Alcoa に吸収され、合金開発は Alcoa に引き継がれた。この系の合金には銀が添加されているのが特徴である。その後 Alcan が開発した 2098, 2198, 2050 もこの系統の合金である ²⁶⁾。Al-Li 合金は Airbus の A380 のフロアビームや Bombardier の Global C-Series に採用されており、今後も Airbus の A320neo, A330neo, A380neo などに照準を合わせて欧米を中心に開発が行われている。第三世代 Al-Li 合金とその適用例を **Table 8** に示す ⁹⁾。

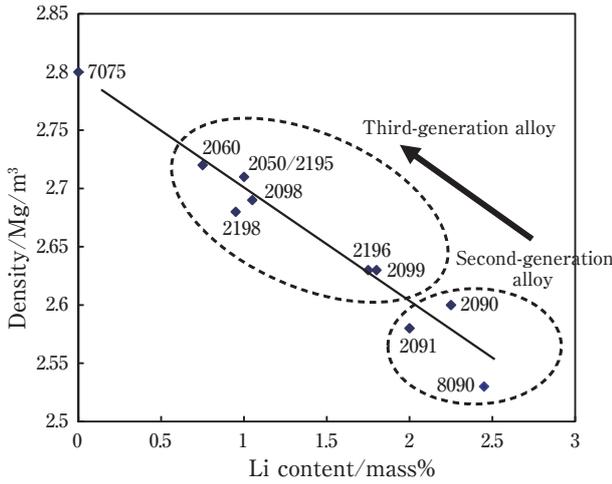


Fig. 12 Li content (mass %) and density of third-generation Al-Li alloys ²¹⁾.

航続距離の長い大型機や中型機を中心にCFRPに対抗するべくAl-Li合金が開発されている。現在、民間航空機への適用を増やすために海外アルミメーカーではAl-Li合金鋳造設備の増強が行われているが、Al-Li合金の大きな課題はコストであり、現行材の2～4倍と言われている。またリサイクルに関しても一般の再生地金に混入しないよう管理することが求められる。

以下、MMPDSに記載されている第三世代のAl-Li合金の特徴を記す²⁷⁾。

(1) 2195

本合金はAl-Cu-Li-Mg-Ag合金である。主に0.500-2.250インチの厚板用に用いられる。T34状態で製造され、ユーザーの成形・時効処理によって最終T82調質として用いられる。規格としてはT8とT82が登録されている。低密度、高強度、高損傷許容性、高耐応力腐食割れ性などを必要とする航空機部品向けに開発された。

(2) 2196

本合金はAl-Cu-Li-Mg-Ag合金で、低密度、高強度・高剛性で切削時の形状安定性が要求される航空機部品用に開発された。押出用で調質はT8511が登録されている。

(3) 2098

本合金はAl-Cu-Li-Mg-Ag合金で、強度は7075-T6と同等で損傷許容や耐疲労き裂進展性は7475-T7351と同等が要求される用途に開発された。7475合金に比べて3%の密度低下と5%の剛性が向上している。薄目の厚板ではO材、薄板ではT8調質で製造される。溶体化処理、引張矯正および時効処理して熱的に安定なT82P調質とする。この最終の熱処理で耐食性に優れた製品になる。

(4) 2198

本合金はAl-Cu-Li-Mg-Ag合金で、2098の派生合金である。2198合金は高純度地金を使用し、成分の最適化をはかることで、強度を維持しつつ損傷許容性を高めた航空機部品用に開発された。薄板用でT8調質が登録されている。

(5) 2050

本合金はAl-Cu-Li-Mg-Ag合金で0.50-5.00インチ厚板用、調質としてはT84が登録されている。本合金は2098合金のマンガン、マグネシウム、リチウムなどを調整した合金である。高強度、高靱性および高耐食性を有し、従来の2000系/7000系航空機材に比べ高剛性および低密度を示す。

(6) 2297

本合金はAl-Cu-Li-Mn-Zr合金で厚板用に用いられ、中高強度で破壊靱性および損傷許容性に優れている。特に6インチ以下の厚板では板厚方向の機械的特性および耐応力腐食割れ性に優れる。また45°方向の強度はやや低いものの引張特性は面内等方性を有していて、

Table 7 Typical properties of various Al-Li alloys ³⁵⁾.

Alloy-Temper-Product	Density	Modulus tension	Tensile yield strength (L)	K _{IC} , *K _C (L-T)	Specific strength	Specific modulus
	g/cm ³	GPa	MPa	MPa m ^{1/2}		
2090-T83 Sheet	2.59	79.3	517	*44	200	30.6
2195-T8R78 Plate	2.71	76.0	530	37	196	28.0
2099-T86 Plate	2.63	77.9	483	45	184	29.6
2055-T8EX Plate	2.70	76.6	655	28	243	28.4
2219-T851 Plate	2.84	73.1	352	36	124	25.7
5456-H116 Plate	2.66	71.0	255	—	96	26.7
7075-T651 Plate (**)	2.81	71.0	503	28.6	193	25.3
7050-T7451 Plate (**)	2.83	71.0	455	35.2	175	25.1

(**) Metals Handbook, Vol.2, Tenth Edition, ASM (1990) etc.

Table 8 Third-generation Al-Li alloys to replace conventional alloy in aircrafts and their applications ⁹⁾.

Alloy	Density	Manufacture	Temper	Property	Substitute for	Product	Application
2094		Martin Marietta/ Reynolds					
2095		Martin Marietta/ Reynolds					
2195	2.71	Martin Marietta/ Reynolds	T82	high strength	7150-T7751, 7055-T7751, 7055-T7951, 7255-T7951	Plate	Upper wing cover
			T82/T84	high strength	2219-T87	Plate	Launch vehicle cryogenic tanks
2196	2.63	LM/Reynolds/ McCook Metals/ Pechiney	T8511	medium/high strength	7150-T6511, 7055-T77511	Extrusions	Fuselage/pressure cabin stringers and frames, upper wing stringers, floor beam and seat rails
2098	2.70	Alcan	T851	damage tolerant/ medium strength	2024-T3, 2524-T3, 2524-T351	Sheet	Fuselage/pressure cabin skins
			T82P	medium strength	2024-T62	Plate	Fuselage panels
2198	2.69	Reynolds / McCook Metals/ Alcan	T8	damage tolerant/ medium strength	2024-T3, 2524-T3, 2524-T351	Sheet	Fuselage/pressure cabin skins
2050	2.70	Pechiney/Alcan	T84	damage tolerant	2024-T351, 2324-T39, 2624-T351, 2624-T39	Plate	Lower wing cover
			T84	high strength	7150-T7751, 7055-T7751, 7055-T7951, 7255-T7951	Plate	Upper wing cover
			T84	medium strength	7050-T7451	Plate	Spars, ribs, other internal structures
			T852	high strength	7175-T7352, 7050-T7452	Forgings	Wing/fuselage attachment, windows and crown frames
2297	2.65	LM (Lockheed Martin)/Reynolds	T87	medium strength	2124-T851,	Plate	Fuselage bulkheads
2397	2.65	Alcoa	T88	medium strength	2124-T852	Plate	Fuselage bulkheads
2099	2.63	Alcoa	T86	medium strength	7050-T7451	Plate	Internal fuselage structures
			T81	damage tolerant	2024-T3511, 2026-T3511, 2024-T4312, 6110-T6511	Extrusions	Lower wing stringers, fuselage/pressure cabin stringers
			T81/T83	medium/high strength	7075-T73511, 7075-T79511, 7150-T6511, 7175-T79511, 7055-T77511, 7055-T79511	Extrusions	Fuselage/pressure cabin stringers and frames, upper wing stringers, floorbeams and seat rails
2199	2.64	Alcoa	T8E74	damage tolerant/ medium strength	2024-T3, 2524-T3, 2524-T351	Sheet	Fuselage/pressure cabin skins
			T86	damage tolerant	2024-T351, 2324-T39, 2624-T351, 2624-T39	Plate	Lower wing cover
2060	2.72	Alcoa	T8E30	damage tolerant/ medium strength	2024-T3, 2524-T3, 2524-T351	Sheet	Fuselage/pressure cabin skins
2055	2.70	Alcoa	T8X	high strength	7150-T7751, 7055-T7751, 7055-T7951, 7255-T7951	Plate	Upper wing cover
			T8E83	medium/high strength	7075-T73511, 7075-T79511, 7150-T6511, 7175-T79511, 7055-T77511, 7055-T79511	Extrusions	Fuselage/pressure cabin stringers and frames, upper wing stringers, floorbeams and seat rails
2065	2.70	Constellium	T8511	medium/high strength	7075-T73511, 7075-T79511, 7150-T6511, 7175-T79511, 7055-T77511, 7055-T79511	Extrusions	Fuselage/pressure cabin stringers and frames, upper wing stringers, floorbeams and seat rails
2076	2.64	Constellium	T8511	damage tolerant	2024-T3511, 2026-T3511, 2024-T4312, 6110-T6511	Extrusions	Lower wing stringers, fuselage/pressure cabin stringers

Liなしの合金とほぼ同等である。T87は溶体化処理後焼入れ、引張矯正による残留応力除去、人工時効により最高強度とする。破壊靱性は高温にさらされてもほとんど低下しない。ただし、接合は溶接ではなく機械

的ファスナーのみが推奨されている。

(7) 2397

本合金はAl-Cu-Li-Mn-Zn-Zr合金で2297合金に亜鉛が添加されており、特性は2297合金同様、中高強度で

疲労特性、破壊靱性および耐応力腐食割れ性に優れていて損傷許容が要求される用途に用いられる。また6インチ以下の厚板では板厚方向の機械的特性および耐応力腐食割れ性に優れる。T87は溶体化処理後焼入れ、引張矯正による残留応力除去、さらに人工時効により最高強度とする。破壊靱性は少し高め温度にさらされてもほとんど低下しない。厚板用としてT87調質が登録されている。2397-T87材を機械的ファスナーで接合するのが最も一般的な方法である。

(8) 2099

本合金はAl-Cu-Li-Zn-Mg合金で、主に押出棒や型材として利用されている。これらの押出材は高強度、低密度、中程度の靱性、優れた耐食性などが必要な部品に適用される。またこの合金は非常に良好な切削性、表面処理性および成形性を有する。ある条件下では応力腐食割れ性が敏感になるのでそれを低減させる処理が必要である。厚板や押出材が利用されている。調質としてはT86、T83およびT81の3種類が登録されている。

3.3 戦後初の国産の航空機用2013合金の開発

最近の航空機材開発の流れは、従来からの超々ジュラルミンを超える高強度高靱性材料の開発ともう一つは航空機製造のコスト低減化に寄与できる材料と技術開発がある。後者における材料開発では、耐食性に優れている6000系合金が注目され、米国では6013合金が開発された。2024合金に比べ耐食性が優れるためクラッド材を用いる必要がなく、さらに腐食環境に晒された後の疲労強度は2024合金と同等である。

日本においても、川崎重工業と住友軽金属(現UACJ)は日本航空宇宙工業会の委託研究として、2024-T3材の強度に匹敵し、6013合金より高強度の6000系板材を開発し、航空機に適用する検討を行った³⁸⁾。この板材を用いると、従来2024-O材で成形し、焼入れしていた工法が、T4で成形し成形後人工時効する工程が可能となり、成形加工後の焼入れによるひずみ矯正が不要で製造コストが約30%低減する。この合金はまた、Fig. 13に示すように、従来の2000系合金ではできなかった中空薄肉ホロー型材が押出可能で、複雑な形状の航空機部品の一体化成形ができ、従来のリベット接合が不要になり重量軽減が図れ、押出材を用いるとFig. 14に示すように低コストで製造できることが明らかとなった³⁹⁾。

この高強度高成形6000系合金は銅の含有量が多いため2000系に分類され2013合金として、米国のAAに国際登録され、その押出材は米国の航空機規格MMPDSを取得している^{40)~47)}。日本で最初にMMPDSに登録

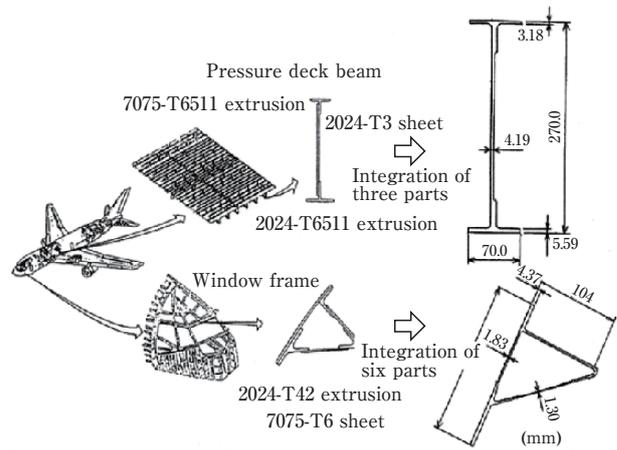


Fig. 13 Integrated applications on the aircraft using AA2013 extrusion³⁹⁾.

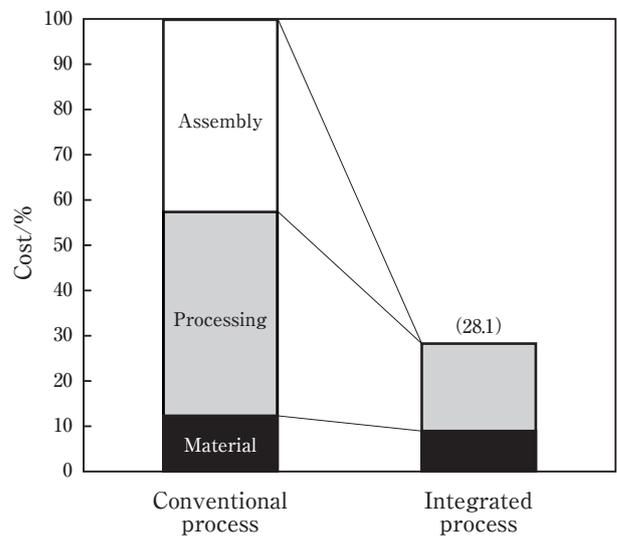


Fig. 14 Comparison of the production costs between the conventional process and the integrated one using AA2013 extrusion³⁹⁾.

された国産アルミニウム合金である。この合金は航空機のコスト低減が可能で軽量化に寄与できるもので、今後の航空機の設計に是非織り込んで欲しいと考える。戦後、住友を見学した堀越二郎氏は、現場でホロー型材をみて、こんなものがアルミニウムでできるならばもっと違った航空機もできたららうとの感想を述べている⁴⁸⁾。航空機の設計者にアルミニウムの製造現場を見ていただくのはとても重要なことである。

4. 航空機用材料の今後の課題

4.1 航空機用材料の市場、欧米との比較

アルミニウム産業における日本の航空機向けアルミニウム材の生産量は2012年約4000トンで、アルミニウム圧延品(板、押出)の年間国内生産量200万トンの0.2%程度である。国内での航空機生産に使用するアルミニウム材料は約36000トンで約9割が輸入材である。日本航空宇宙工業会「航空機用アルミニウム合金の生産能力の実態及び課題の調査」(平成14年3月)の資料では2016～2020年民間機(大型機、リージョナル機)用アルミニウム素材市場推定では世界で約27万トン/年あると言われている⁴⁹⁾。

日本の航空機メーカーはアルミニウムの素材を、米国をはじめとして圧倒的に海外に依存している。この原因は、大型設備で大量生産された海外製品が安いということと日本国内ではその製造工程が複雑で生産性が低く、それよりも缶材などの製品を大量に生産した方が時間当たりの利益が大きかったことが挙げられる。そのため日本でしか製造できないような特殊な航空機用材料しか注文がこないことになる。さらに、Alcoaは7055-T7751といった特殊な熱処理された合金を特許化して、それをBoeingに認定させ他社が参入できないようにしていることも挙げられる。かくして日本製品は航空機用材料市場にほとんど入れていないのが現状である。このため高強度材料の開発や製造技術もまた海外勢に遅れを取っている。

海外勢に対抗するには航空機材の生産性が課題で、生産性をあげ低コスト化を図るか、短納期で寸法精度が高く残留応力の少ない高品質の素材を生産し、機体メーカーや部品メーカーでの加工コスト低減に寄与できる製品を製造していくかに係っている。いずれにしても機体メーカーおよび部品メーカーの協力が必要である。マーケットのないところでは技術も研究も廃れていくのは当然である。戦前が国策として航空機のためにアルミニウム産業を育成してきた状況とは大きく異なっている。

4.2 航空機用材料開発の課題、軽金属学会東海支部航空機材料部会の活動に即して⁵⁰⁾

軽金属学会東海支部は、2010年、こうした最近の東海地区の航空機産業の状況を鑑みて、アルミニウム材料を継続的に用いていただくために、産として素材メーカー、機体メーカー、部品加工メーカー、表面処理メーカー、官として中部経済産業局、愛知県労働産業部、産業総合技術研究所、中部航空宇宙技術センター、学として

名古屋大学、大同大学などを入れた産官学の航空機材料部会(部会長、現名古屋大学金武直幸名誉教授)を発足させた。ここで航空機用アルミニウム材料の現状把握と課題の抽出を行い、素材製造WG、切削加工WG、リサイクルWGおよび表面処理WGの四つのワーキンググループに分けて、ワーキンググループごとに将来の技術課題を検討した。素材WGからは、形材の寸法精度向上技術、プリスター発生抑制技術、高強度高剛性合金の開発、大型素材の国産化など、切削加工WGからは素材の残留応力低減技術、切削後の変形予測技術、加工発熱の少ない高速加工技術などの開発、リサイクルWGからはcan to canのようなリサイクルシステム構築、二輪車部品への再利用技術の開発など、表面処理WGからは、素材、表面処理、使用環境が耐食性に及ぼす影響の解明、環境適合でかつ自己修復機能を持った表面処理技術の開発などが将来の技術課題として提案された。この活動をさらに発展させ、素材メーカー、機体メーカーおよび部品メーカーが一緒になって課題を解決できる仕組みができれば、さらに素晴らしい材料開発ができるものと考えている。この中の素材製造WGはその活動を基にNEDOのプロジェクト「革新的新構造材料等研究開発プロジェクト」に参画し、世界最高強度を有する高強度高靱性アルミニウム合金開発を目指している。

5. おわりに

高強度合金開発では、超々ジュラルミンの発見から今年で80年の記念すべき年であるが、この間の製造技術も大きく発展している。しかし合金成分で見るとクロムがジルコニウムに置き換わっただけであり進んでいないとも言える。いま、この超々ジュラルミンを超える材料が求められているが、既存のプロセスだけでは限界があることも確かである。強度を上げようとすると、延性や靱性が低下してしまうことである。これらの原因の一つに、 casting時に晶出物が生成し、これが粗大化し結晶粒界に残存することがある。晶出物の生成を抑制あるいは微細化できる casting技術が必要である。また生成しても、その後の加工熱処理で晶出物を粒内に取り込むことができれば粒界割れを抑制でき、延性や靱性を向上させることができるであろう。日本の英知を結集して超々ジュラルミンを超える材料を開発して、世界に通用できる航空機用材料として貢献できることが必要である。

軽金属学会東海支部航空機材料部会では将来技術課題をまとめたが、これを実行に移していくには個別の

会社ごとに取り組むのは非常に難しいのが現状で、是非、国家プロジェクトとして総合的に取り組んでいくことを切望する。航空機産業は自動車産業と並んで東海地区の基幹産業で発展の原動力となっている。航空機産業を支え、さらには日本技術の国際競争力を向上させるためにも各種の基盤技術の確立が必要である。しかし、アルミニウムに関してはこのような基盤技術を促進させるセンターがないので、国はこれを設立させ基盤技術を牽引していくことが切望される。

また最近欧米で復活してきたAl-Li合金については、機体メーカーと改めてその必要性を議論したうえで、アリシウムの経験を踏まえ、合金成分と溶解鑄造について国家プロジェクトとして検討すべき課題であろう。こうした課題を実行していくためにもナショナルセンターが必要であると考え。

参考文献

- 1) 吉田英雄：軽金属, **65** (2015), 432-440.
- 2) A. S. Warren: Proceedings of the 9th International Conference on Aluminium Alloys, Edited by J. F. Nie, A. J. Morton and B. C. Muddle, IMEA, (2004), 24-31.
- 3) B. Smith: Advanced Materials & Processes, Sept. (2003), 41-44.
- 4) M.V. Hyatt and S.E. Axter: Science and Engineering of Light Metals (RASELM '91), Edited by K. Hirano, H. Oikawa and K. Ikeda, The Japan Institute of Light Metals, (1991), 273-280.
- 5) ボーイング787: <https://ja.wikipedia.org/wiki/%E3%83%9C%E3%83%BC%E3%82%A4%E3%83%B3%E3%82%B0787>
- 6) 青木謙知：図解 ボーイング787 vs. エアバスA380 (BLUE BACKS), 講談社, (2011).
- 7) ANA SKY WEB, <http://ana.vacuum.com/>
- 8) Ph. Lequeu, Ph. Lassine and T. Warner: Aluminum Alloy Development, for the Airbus A380, Part2, Advanced Materials & Processes, July (2007), 41-44.
- 9) R.J.H. Wanhill: ALUMINUM-LITHIUM ALLOYS, Processing, Properties, and Applications, Edited by N.E. Prasad, A. A. Gokhale and R. J. H. Wanhill, Butterworth-Heinemann (Elsevier), (2014)
- 10) M.Kunüwer: (Plenary talk) Aerospace Aluminium 2014 -111Years of Success, Aluminium Alloys 2014-ICAA14, Trondheim, Norway, (2014).
- 11) エアバス A350XWB: https://ja.wikipedia.org/wiki/%E3%82%A8%E3%82%A2%E3%83%90%E3%82%B9A350_XWB
- 12) 阿施光南：AIRLINE 9 (月刊エアライン), イカロス出版, No.423, 9月号 (2014), 22-27.
- 13) 阿施光南：A350XWB & AIRBUS Family, イカロス出版, (2016), 58-83.
- 14) MRJ: <https://ja.wikipedia.org/wiki/MRJ>
- 15) 八代充造：国産旅客機MRJ事業への挑戦と適用軽量化材料 - Flying into the future -, 平成22年度軽金属学会東海支部 第一回講演会, (2010).
- 16) 藤江 社：MRJの開発状況, <http://www.jasst.jp/archives/jasst11n/pdf/S1.pdf>
- 17) 平成26年度 民間輸送機関連データ集 (YGR-0185), 一般財団法人 日本航空機開発協会, 平成27年3月.
- 18) 杉山勝彦：日本のものづくりはMRJでよみがえる！ (SB新書), SBクリエイティブ, (2015), 72.
- 19) 杉本 要:翔べ, MRJ 世界の航空機市場に挑む「日の丸ジェット」日刊工業新聞社, (2015).
- 20) 前間孝則：AIRLINE 9 (月刊エアライン), イカロス出版, No.423, 9月号 (2014), 46-49., AIRLINE 12 (月刊エアライン), イカロス出版, No.426, 12月号 (2014), 54-67.
- 21) 中沢隆吉, 伊原木幹成：JFA, **45** (2014), 17-27.
- 22) 青木謙知：ジェット旅客機を作る技術, サイエンス・アイ新書, SBクリエイティブ, (2013), 212.
- 23) 阿施光南：AIRLINE 7 (月刊エアライン), イカロス出版, No.433, 7月号 (2015), 62-69.
- 24) 野久 徹：大型機開発のトピックス, 平成23年度軽金属学会東海支部 第一回講演会, (2011).
- 25) J. D. Bryant, Alcoa Aluminum: Rolled Product, March 18, 2015. http://www.alcoainnovation.com/fr/pdf/Alcoa_Aluminum_GRP_webinar_03_18_15.pdf
- 26) International Alloy Designations and Chemical Composition Limits for Wrought Aluminum and Wrought Aluminum Alloys: The Aluminum Association, (2015).
- 27) MMPDS-09 (Metallic Materials Properties Development and Standardization) Chapter 3 Aluminum Alloys (2014), Federal Aviation Administration.
- 28) J. J. Fisher, Jr. L. S. Kramer and J.R. Pickens: Aluminum Alloy 2519, Advanced Materials & Processes, September (2002), 43-46.
- 29) 2026, http://www.arconic.com/global/en/products/product.asp?bus_id=2&cg_id=1&cat_id=1370&prod_id=2906
- 30) 2029, http://www.arconic.com/global/en/products/product.asp?bus_id=5&cg_id=24&cat_id=1478&prod_id=4520
- 31) E. A. Starke, Jr. and J. T. Staley: Application of modern aluminium alloys to aircraft, Fundamentals of aluminium metallurgy, ed. by R. Lumley, Woodhead Publishing, (2011), 778.
- 32) 7136, https://asm.confex.com/asm/aero07/techprogram/paper_16240.htm
- 33) M. Hilpert, G. Terlinde, T. Witulski, T. Vugrin and M. Knuever: AA7037 - A New High Strength Aluminium Alloy for Aerospace Applications, Aluminium Alloys, (ICAA11), ed. J. Hirsch, B. Skrotzki and G. Gottstein, DGM, Wiley-VCH, (2008), 209-214.
- 34) 7099, <http://www.kaiseraluminum.com/customers/products/info/>
- 35) R. J. Rioja and J. Liu: Metallurgical and Materials Transactions A, **43A** (2012), 3325-3337.
- 36) 吉田英雄：住友軽金属技報, **54** (2013), 250-263.
- 37) R. J. Rioja, D. K. Denzer, D. Mooy and G. Venema: 13th International Conference on Aluminum Alloys (ICAA13), Edited by H. Weiland, A. D. Rollet and W. A. Cassada, TMS, (2012), 593-598.
- 38) 日本航空宇宙工業会：航空機部品・素材産業振興に関する調査研究, 高強度高成形6000系新合金の研究, 住友軽金属工業, 川崎重工業, 成果報告書, No.806 (1994), No.904 (1995).
- 39) 日本航空宇宙工業会：航空機部品・素材産業振興に関する調査研究, 新6000系合金の航空機用鍛造/押出材の開発, 住友軽金属工業, 川崎重工業, 成果報告書, No.1004 (1996), No.1102 (1997).
- 40) 佐野秀男, 松田真一, 吉田英雄:住友軽金属技報, **45** (2004), 168.
- 41) 佐野秀男, 加藤勝也:同上, **46** (2005), 126.
- 42) 加藤勝也, 佐野秀男:同上, **47** (2006), 105.
- 43) 佐野秀男, 加藤勝也:同上, **51** (2010), 166.

- 44) 日本航空宇宙工業会：環境調和型航空機技術に関する調査研究 (CD版)，複雑形状の押出可能な高強度合金2013の一次構造体への適用研究，住友軽金属工業，川崎重工業，成果報告書，No.1615 (2005)，No.1705 (2006)。
- 45) 日本航空宇宙工業会：環境調和型航空機技術に関する調査研究 (CD版)，高成形合金2013板材の開発及び低コスト構造への適用研究，住友軽金属工業，川崎重工業，成果報告書，No.1914 (2008)，No.2006 (2009)。
- 46) 岩村信吾，小関好和，吉田英雄：住友軽金属技報，**51** (2010)，32。
- 47) 小関好和，岩村信吾，上向賢一，山田悦子：同上，**51** (2010)，61。
- 48) 深井誠吉：同上，**29** (1988)，87。
- 49) 日本航空宇宙工業会：平成13年度航空機用アルミニウム合金の生産能力の実態及び課題調査，(2002)。
- 50) 金武直幸：軽金属学会東海支部「航空機材料部会」について，平成24年度軽金属学会東海支部 第一回講演会，(2012)。



吉田 英雄 (Hideo Yoshida)
(株)UACJ 技術開発研究所 顧問
博士(工学)



林 稔 (Minoru Hayashi)
(株)UACJ 技術開発研究所 第一研究部



箕田 正 (Tadashi Minoda)
(株)UACJ 技術開発研究所 第一研究部
博士(工学)



則包 一成 (Kazushige Norikane)
(株)UACJ 技術開発研究所 第一研究部