

航空機に於けるアルミリチウム合金の開発動向

1. はじめに

航空機の開発において、機体構造の軽量化は性能向上及び運用コスト低減のための大きな課題である。1917年アルミ合金が初めて機体に適用されてから、すでに90年が経過しようとしているが、アルミ合金はその軽量化(比重約 2.8g/cm^3)を生かして主要構造部材としての地位を不動のものとしてきた。ところが近年アルミ合金よりさらに軽量の複合材料(アルミ合金の約60%の比重)の適用が目覚ましい勢いで進んでいる。特に近年の最新鋭戦闘機などでは機体重量の約30%以上を複合材が占めるように至っており、民間輸送機においてもその傾向は顕著になりつつある。航空機構造材料に関する1980年代での予測によると1990年代以降の航空機において、複合材料が進化すれば重量の約60%が複合材料でアルミ合金の適用は10%となる。逆にアルミ合金が進化すれば、現在と比較して、その適用率は減少するものの約50%はアルミ合金で複合材料の適用は25%に抑えられると言うものである。このような後者の予測を実現すべく複合材の進出に対抗する最有力候補として注目を浴びたのが、アルミリチウム合金である。

アルミリチウム合金はアルミニウムにLi(比重 0.53g/cm^3)と言う金属中最軽量の合金元素を添加した低密度合金(比重 2.5g/cm^3)であり、低密度と同時に7075等と同程度以上の剛性が得られる上、基本的に従来の生産設備を利用できるという利点を持った非常に魅力ある材料である。特性的には重量で1%リチウムを添加する毎に剛性は6%上昇し、1%添加する毎に密度は3%低下する。(リチウムをアルミニウムの重量の3%添加する場合までこの原則は当てはまる)。

アルミリチウム合金の歴史は意外に古く、1920年に最初の開発が行われている(表1)。しかし、本格的な研究が着手されたのは1950年代に入ってからで、1958年2020合金がアルコア社で開発され、早速米海軍偵察機(ビジランティアー)RA-5Cシリーズの主翼に適用されている。しかし、この合金は延性、靱性が合金の結晶方向によって著しく低かった為、その使用はすぐに中止され研究も下火になっていた。

ところが1970年代に入ると、省エネルギーの観点及び複合材料の拡大化に関する危機感も相まって、アルミ合金製造メーカーを中心に世界規模の研究が開始された。その結果、溶解、鑄造技術の向上により、かなりの特性改善がなされ、Al-Li-Cu系の2090、Al-Li-Cu-Mg系の2091、8090、8091がAA(Aluminum Association)に登録された。これらは民間機や戦闘機などに試作評価された。その後、さらに異方性や靱性を改良すべく合金開発が行われアルコア社やレイノルズ社の共同開発の2097、2197合金やマーチン・リエッタ社とレイノルズ社の共同開発によって、溶接性を兼ね備えたWeldalite049シリーズが登場し、AAに2094、2095、X2096、2195として登録され、特に2195は現在スペースシャトルの燃料タンクとして適用されている。しかし、特性上の問題やコスト上の問題で、投資の割には重量軽減効果が複合材料よりは見出せなかったため、大きな適用には至っていない。

このような状況の中で、靱性や伸び、耐食性の改良の為、合金成分制御、リチウムインゴットの純度を高める方法やフラックス法及び特殊な鑄造法を応用することにより、不純物を低め悪影響を与える元素レベルを低減することにより改良された第三世代のアルミリチウム合金がアルコア社やペシネ社により開発され、エアバスに適用される方向にある。

例えば、エアバス A350 構造材料に関しては、先端材料が約 60%適用されている。その中で 39%が複合材料、21%がアルミリチウムである。その他、鋼 14%、アルミ 11%、チタン 9% 使用されている。エアバス A350 機は複合材の主翼と先端アルミリチウム合金の胴体で構成される。複合材料とアルミリチウム合金の適用によって、8,000kg(17,600lb)の重量軽減となる。リチウム含有量を2%以下に抑え、高強度と高靱性、耐食性を兼ね備えた合金として C47A-T6 及び 2098 合金を胴体外板への適用を計画している。溶接性も改善されている為、これには摩擦攪拌接合 (FSW) やレーザービームウエルディング (LBW) などの新接合技術が用いられる計画である。

エアバス A380 に関してはアルコアの C460 合金、ペシネの 2196 合金押し出し材が適用されている。現有の高靱性アルミ合金の 7175-T73511 と比較して同等の耐食性とより優れた強度特性を有する。これらの合金は A380 機のフロアビームに適用され、重量軽減に効果があった。

表1. アルミリチウム合金の開発の歴史

年度	内容
1958	アルコア社がプレート品として X2020 合金を開発。この合金は米軍機 RA-5C 機に使用される。
1961	旧ソ連が VAD23 合金を開発。
1965	旧ソ連が押し出し、鍛造、シート品として 1420 合金を開発。
1984	アルコア社がプレート、シート、押し出し材として 2090 合金を開発。
1985	アルキャン社が 8090、8091 合金を開発。 ペシネ社が 2091、8090 合金を開発。 なお 8090 合金はペシネとアルキャン社の共同開発。 以上はシート、プレート、鍛造品を開発。
1988	インコ社がビレット、押し出し、鍛造品として INCO Map Alloy Al905XL を開発。
1989	マーチン・マリエッタとレイノルズ社がプレート品として、Weldalite049 合金を開発。 旧ソ連が 1430 合金(シート、プレート)、1440 合金(シート、プレート)、1450 合金(押し出し)を開発。
1990	アルコア社が鍛造品を目的とした新合金の市場調査を行う。 国内でアリシウムが設立。
1993	アルコアとレイノルズ社が共同で 2097、2197 合金を開発。
1994	アルコア社が C155 合金を開発。 レイノルズ社が SST 用として RX818 合金の開発。
1997	スペースシャトルの燃料タンクに Weldalite シリーズ(2195 合金)が採用
2000 年代]	エアバス A380、350 に第三世代のアルミリチウム合金の適用。

2. アルミリチウム合金の種類

アルミリチウム合金は、従来のアルミ合金との代替を考えて開発目標も従来アルミ合金の強度水準を3つに区分し、代替のターゲットを明確にした開発が行われた。

- 2090 合金: 高強度合金、非再結晶組織となるため、異方性が大きい。
- 2091 合金: 2024-T3 を目標にした合金、靱性に優れる。再結晶組織で薄板。
- 8090 合金: 中強度～高強度、再結晶及び非再結晶いずれも選択可能。溶接可能で低温特性に優れる。

これらの目標に関し、海外の素材メーカ各社は、下記の商品名で合金を開発した。

- ① アルコア (Alcoa) : 3 種類の Al-Cu-Li-Zn 系合金を開発 商品名 Alithalite
 - ・ AlithaliteA: 損傷許容設計対応
 - ・ AlithaliteB: 高比強度 (7075-T6 と同程度の強度)
 - ・ AlithaliteC: 低密度化
- ② アルキャン (Alcan) : 3 種類の Al-Cu-Mg-Li-Zr 系合金を開発。商品名 Lital
 - ・ LitalA: 中強度合金 (2014-T6,T8 並み)
 - ・ LitalB: 高強度合金 (7075-T6 並み)
 - ・ LitalC: 損傷許容設計対応 (耐疲労性の優れた 2024-T3 、T4 並み)いずれも 10% の密度低下、10% の剛性向上を狙う。
- ③ ペシネ (Pechiney) : 3 種類の Al-Cu-Mg-Li-Zr 系合金を開発 商品名 CP
 - ・ CP-271: 中強度合金 (2014-T6,T8 並み)
 - ・ CP-274: 損傷許容設計対応 (耐疲労性の優れた 2024-T3 、T4 並み)
 - ・ CP-276: 押し出し材
- ④ マーチン・マリエッタ、レイノルズ: 溶接性に優れた Weldalite シリーズを開発
 - ・ Weldalite049: Ag や Cu を積極的に添加、高強度、溶接性を重視、2195 合金として登録、その他 2094、2095、X2096 などを開発。
- ⑤ ロシアの合金: 代表的な合金として高強度 1420 合金 (Al-5Mg-2Li-0.1Zr)

アルミリチウムの開発の大きな特性目標としては、第1ステップで従来材の 2024、7075 合金の代替で、密度が7～13%減、第2ステップで、高靱性材料の 7150、2324 等の代替で、密度が8～12%減、第3ステップで 7150、2324 より高強度、高靱性を狙う。密度 12～20%減を掲げた。

アルミリチウムは一般にその開発の年代毎に下記の開発世代に分ける。

- ① 第一世代アルミリチウム合金: 1950 年代～1970 年代に生産されたものを含む。2020 合金 (ノースアメリカン RA-5C ビジランティアー機の上下面主翼外板や 1420 合金等旧ソ連で開発された合金で MIG29 の溶接胴体やコックピットに使用されたものなどがこれに含まれる。これらは 2020 合金では延性や破壊靱性の特性で問題だったり、1420 合金では強度が低すぎ、適用には至らなかった。
- ② 第二世代アルミリチウム合金: 1980 年代に生産されたもの。2090、2090、8090、8091 合金やマーチン・マリエッタ社が開発した Weldalite (後で 2095 として登録) 等が含まれる。これらの合金は第一世代合金の課題を解決すべく Alcoa 社等の素材メーカで開発が進められ、高剛性、低密度を保有していて、複合材料に対抗すべく魅力的な材料であり

B777 機や戦闘機等への適用を目指していた。しかし特性上で機械特性の異方性等やコスト上で航空機への適用で大きなメリットがなかったため、大幅な適用には至らなかった。

- ③ 第三世代アルミリチウム合金:2000 年代に第二世代の問題を解決すべく開発された合金で、リチウム量を減らして添加成分の最適化により異方性の問題や破壊靱性の向上を図ったアルコアやペンネで開発された合金で、エアバスの A380 や A350 への適用を目指した新しいアルミリチウム合金である。

表2に第2世代のアルミリチウムの種類とその特性を示す。

表2 アルミリチウム合金の種類とその特性¹⁾

合金名	合金成分						熱処理	特性						目標合金
	Li	Cu	Mg	Zr	Fe	Si		耐力 (MPa)	引張強さ (MPa)	伸び (%)	K1C MPa√m	密度 g/cm ³	剛性 (Gpa)	
Alcoa														
AlithaliteB (2090)	1.9~2.6	2.4~3.0	~0.25	0.08~0.15	0.12	0.1	T8 Plate(L)	530	569	7.9	42.5	2.59	78.6	7075-T6
AlithaliteA (8090)	2.1~2.7	1.1~1.6	0.8~1.4	0.08~0.15	0.15	0.1	T8 Plate(L)	400	476	9	45.6	2.55	78.6	2024-T3
AlithaliteD	2.1~2.7	0.5~0.8	0.9~1.4	0.08~0.15	0.15	0.1	T8 Plate(L)	406	488	7.5	45.3	2.55	78.6	7075-T73
Alcan														
LitalA (8090)	2.3~2.6	1.0~1.6	0.5~1.0	0.08~0.16	0.3	0.2	T8 Plate(L)	450	500	5.5	36	2.54		2014-T6
LitalB (8091)	2.4~2.8	1.6~2.2	0.5~1.2	0.08~0.16	0.3	0.2	T8 Plate(L)	520	560	4	28	2.55		7075-T6
LitalC	2.3~2.6	1.0~1.6	0.5~1.0	0.08~0.16	0.3	0.2	LitalAの不完 全時効材	400	450	5	45	2.54		2024-T3
Pechiney														
CP271 (8090)	2.2~2.7	1.0~1.6	0.6~1.3	0.04~0.16	0.3	0.2	T6(Sheet) T651(Plate)	445 490	555 540	7 7	37 37	2.52~2.54	81.2	
CP274 (2091)	1.7~2.3	1.8~2.5	1.1~1.9	0.04~0.16	0.3	0.2	T651(Plate)	430	480	12		2.57~2.59	78.8	
CP276	1.9~2.6	2.5~3.3	0.2~0.8	0.04~0.16	0.3	0.2	T651 (押し出し)	575~625	600~655	5		2.57~2.60	80.2	

表2中には示していないが、マーチン・マリエッタ社とレイノルズ社の開発した Weldalite049 は高強度で溶接可能な合金で従来の 2219-T8 合金の代替である。この Weldalite シリーズは 2094、2095、2195、2096 合金として登録されている。アルコア社の開発した 2097、2197 は Zr、Mn などの添加や Cu、Zn、Mg などの合金成分の配合量の調整及び熱処理の工夫によって、異方性の改善、破壊靱性の向上、応力腐食割れ(SCC)性の改善を狙った合金である。C155 合金はアルコア社の開発した合金でこれも Zr、Mn などの添加や Zn などの成分調整により異方性の改善、SCC 性の向上を図った合金である。これらの合金は表に示す合金より、特性の向上が図られた合金とである。

3. 問題点

アルミリチウム合金の適用上の問題点は下記である。

(1) 特性上の問題:

●破壊靱性: 従来合金と比べて伸びや破壊靱性が低い。アルミリチウム合金特有の問題として以下の原因が推定された。

(ア) リチウム原材料の中に含まれているナトリウムやカリウムの存在。

(イ) 層状結晶構造と強度を得るための加工集合組織による異方性

(ウ) Al_3Li などの析出物の局部集中化によるもの

(エ) 鑄造段階で形成される Fe や Si などの影響

(オ) 粒界で形成される無析出帯 (PFZ) の影響

なお、これらの問題を解決し、破壊靱性を改善させる新しいアルミリチウム合金が開発された。これらが第 3 世代の合金と呼ばれる。リチウムインゴットの純度を高め、フラックス法及び特殊な鑄造法を応用することにより、Fe、Si 量を低め悪影響を与える元素レベルを低減した。

●静強度特性: 剛性は従来合金より約 10%アップなので、メリットがある。引っ張り強度に関しては冷間加工や添加成分の調整により向上は可能であるが、ほかの靱性や伸びとのバランスを損なわないよう従来材と同等にしている。延性に関しては、インゴット技術の進歩により改善をもくろんでいる。

●耐食性: 耐食性はアルミリチウムの熱処理条件に依存する。航空機材料の評価に用いられる応力腐食試験、剥離腐食試験による結果により、特に従来材に比べて、優れているというデータは示されていない。

●異方性: 材料の方向により、強度が異なることをいう。アルミリチウム合金は長手方向に対し、45 度方向が低い傾向にある。加工熱処理や Zr 量添加により改善が進められた。

●疲労性: 従来合金に比べて劣るとはいえない。疲労クラック進展性は応力レベルの低い場合は進展速度が遅いとのデータもある。

●加工性: 基本的に従来材と同様な方法で加工が可能である。ただし、異方性があるため、工作方法に工夫を要する。なお超塑性加工は可能である。

(2) リチウムは金属中で極めて活性で水分と強い反応を起こす為、特に高温工程での溶解鑄造工程では従来の設備が使用できない。水と接触すると爆発する、耐火物を侵食する等、設備と工程に従来合金に比べて、特別な配慮を行う必要があり、これは材料コストアップの原因ともなっている。

(3) コストが従来型アルミ合金の 2 倍から 4 倍である。ちなみにプレートの場合、従来アルミ合金に対し、アルミリチウム合金のコストは約 3.2 倍である、シートの場合は 4 倍である²⁾。アルミリチウム合金適用による重量軽減効果とコストアップ率を機体メーカーをトレードスタディしたが、大きなメリットは見出せなかった。コストアップの影響は材料の歩留まりが低い場合に大きい。たとえば民間機の試算では主翼上面外板で、圧延素材 2600Kg から機械加工仕上げでは最終製品は 243kg となり、歩留まりが 0.093 と低い。大半がスクラップとなるので、これがコストに跳ね返る³⁾。一方、シートの場合歩留まり率が高いので、高価な材料の場合、適用には望ましい方向であるのでシートの開発が優先的に進められた。例えば適用例とし

てウエストランド/アグスタ EH101 ヘリコプターの客室外板として試作された例がある。

- (4) 回収スクラップの再生問題: 高価なリチウムの再生に要するコスト、リチウム含有材料による在来スクラップの汚染を防止する為にスクラップの分離が必要である。アルミリチウムの機械加工チップは水分や酸アルカリがあると反応が起こり、 H_2 ガスと発熱を生じる。このような問題から、二次地金メーカーで再溶解することが出来ない。したがって、アルミリチウム合金のスクラップは、他のスクラップと分離し、合金毎に分別され、汚れ、水分などの付着を防止する必要があると考えられる。
- (5) 設計データの取得問題: 新材料開発につきものの充分かつ信頼性のあるデータを作成する為に、多大の時間と労力が必要である。
- (6) 複合材料の拡大問題: 複合材料は軍用機、民間機で使用が拡大しつつある。複合材料の利点は重量軽減のほかに、特定の部材及び二次構造材で部品の一体化によるコスト削減の可能性があるのである。これにより全体の労務費が削減される為、複合材料の材料費がアルミリチウムより高くても、全体のコストを低く抑えることが出来る。従って機体適用側としては重量軽減効果の大きい複合材料を採用する傾向となった。ただし、アルミリチウム合金が完全に従来アルミ合金の代替となるならば、機体に占めるアルミ合金の割合が大きい場合、絶対的な重量軽減量は大きくなるのでアルミリチウム合金の適用はメリットとなる。

4. 国内に於けるアルミリチウム合金の開発状況

日本国内に於けるアルミリチウム合金の開発に関しては各軽圧メーカーは研究を始めたが、リチウムが極めて活性な金属である為、アルミリチウム合金の溶解鑄造には現有の設備をそのまま使用することが出来ず、10kg 位の小型鑄塊を用いる程度の研究であった。

実用化研究を進める為には、より大きな鑄塊が必要で、そのためには溶解鑄造設備の設置が望まれていた。海外でのアルミリチウム合金への取組状況から、わが国でも早急に開発を進めるべきだという軽圧各社、機体メーカーの判断のもとに、当時の通産省の指導でアルミリチウム合金の共同研究開発会社(株)アリシウムが 1989 年(平成元年)3 月に、研究期間約 7 年(1996 年 3 月完了)の計画で設立された。平成元年～平成 7 年までの 7 年間で 2090、2091、8090 の 3 合金について、シート、プレートの評価を実施して、データバンクを構築し、一通り合金開発を終了する事で進めた。

参加した軽圧会社は古河電工、住友軽金属、神戸製鋼、昭和アルミ、日本軽金属、三菱アルミ、スカイアルミである。構築した主要設備は 4トン規模雰囲気制御高周波溶解炉、200kg/4トン共用連続鑄造設備である。

研究開発内容は強度、靱性、延性の向上を目的とした合金開発及び安全操業、コスト低減を目指し、雰囲気制御のもとに耐火物の選定、溶湯の清浄方法の検討、リチウムの添加方法などの溶解鑄造技術開発である。成果として 2090、8090 プレートのサンプルが供給可能となっており、実用化の見通しが得られて、評価も、疲労、耐食性、破壊靱性の3分野を中心にデータを把握したが、B777を中心とした航空機等への適用化が大幅に実現できず、最終的には解散した。

5. 海外メーカーの動向

アルコア、ペシネ、アルキャン、レイノルズ、カイザーなどの会社がアルミリチウム合金を開発すべく、設備投資を行った。

- Alcoa(アルコア)社:アルミニウム商業生産約 5400 トン/年。最大インゴットは8トン程度で 1984 年から稼動。シート、プレート、押し出し材の開発を目指した。リサイクル設備も保有した。A330/340 や C-17 機、EH101 機への供給を実施した。
- British Alcan(アルキャン)社: イングランドのバーミンガム地区 Kitts Green に年産 5 千トンのアルミニウム溶解鋳造工場を設備した。同社は北米の主要航空機産業での販売を伸ばす為、Alcan Aerospace という販売拠点を確立した。British Alcan が開発した合金は中強度の LitalA と耐損傷性のある LitalC として販売されている。LitalB は 8091 の商品名である。アルミニウムの板は厚さ 75mm までのものが 8090 で作られている。薄板は 8090 で厚さ 0.8mm から 4.0mm 幅 1.2m までのものが作られている。8090 合金の押し出し品は 17m までのものが得られている。1987 年には生産能力を 9900 トン/年まで増やす計画。BAE の EPA に一部採用。1987 年 9900 トン/年。最大インゴット 3 トン。
- Pechiney(ペシネ)社: 多国籍 Pechiney の子会社、欧州第 1 のアルミメーカー、Cegedur Pechiney 社では年産 5 千トンのアルミニウムインゴット鋳造を計画し、1988 年に操業に入ることになっていたが、この施設の開業は遅れている。Dassault 社の Rafale の胴体部材に試験中。1987 年 3600 トン/年。最大インゴット 8 トン。
- Kaiser(カイザー)社: 生産能力 1500 トン/年。最大インゴット 4.5 トン。

6. 過去の適用状況

過去に試作、または、適用されたアルミニウム合金の適用状況を下記に示す。

- (1) Weldalite2195 合金: スペースシャトルの超軽量外部燃料タンクに使用、従来の溶接可能な 2219 アルミ合金と比較して強度で 50%、剛性で 5%、密度で 5% 改善されている。低温用大型溶接構造としての評価が実証された。
- (2) B777 ではアルミニウム合金の適用が検討され、2090, 2091 合金を正式に認定した。胴体外板、ストリンガー、フレーム、主翼外板などを目指して各種の評価試験が行われた。その結果、特性、加工性やコストなどを総合的に判断した結果、適用は見送られた。民間機に検討されたアルミニウム合金の想定適用部位を図 1⁷⁾に示す。代わりに 2124, 2324, C188, 7050, 7150, 7055 等の高靱性アルミ合金が採用された。
- (3) ロシアでは MIG 29 の溶接燃料タンクに Al-Mg-Li 系の 1420 合金が用いられた。2.47g/cm³ の低密度で良い溶接性と耐食性を有する合金である⁴⁾。
- (4) F-15 戦闘機の主翼上面構造の一部としてアルミニウム合金が適用され、飛行テストプログラムに組み入れ、成果が注目された⁵⁾。
- (5) フランスの Dassault(ダッソー)社の Rafale 戦闘機に 1984 年ペシネ社から 2091 合金の板と鍛造品のサンプルを出荷した。機体外板とバルクヘッド、主翼付け根部分である。また、Mirage2000 のエアインテークダクトに 2091 が従来の 2024 合金より加工性が良い為、評価テスト用に用いられた。
- (6) フランスの Aerospacial(エアロスパシヤル)社が Airbus 計画に向けて、ペシネ社の 2091 合金のサンプル評価を実施した。対象はスキンパネル、ストリンガー、フロアビーム、シートレールなどである。Airbus 改良機などに適用を計画した。エアバスの A330/340 機の実体疲労試験のため、2090 シートが使われた。リーディングエッジ、主翼下面外板に適用。MBB 社も同様に評価を実施している⁶⁾。

- (7) マグドネルダグラス社の C-17 機のプロアビームに 2090 合金が使用されて、その使用量はアルミ合金型材使用量の 13.3% (2860kg/機) にあたる。
- (8) ヘリコプターでは EH101 にも採用が計画された。胴体外板などに 8090 や AL905XL 合金が用いられた(図 2)⁸⁾。

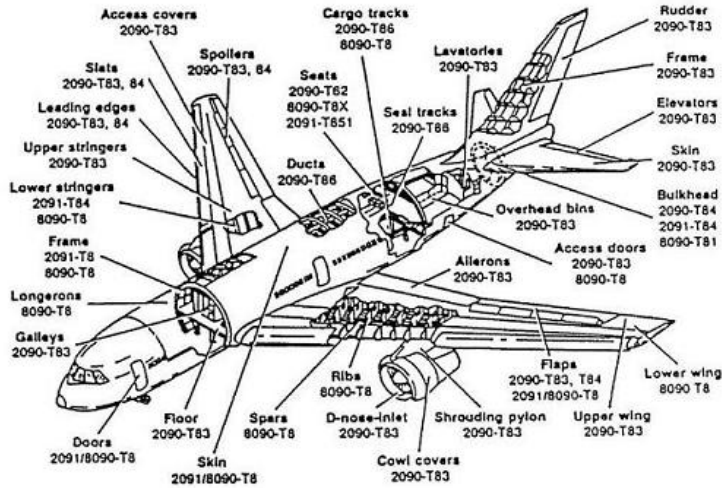


図 1. 民間機への適用部位例(試作例)

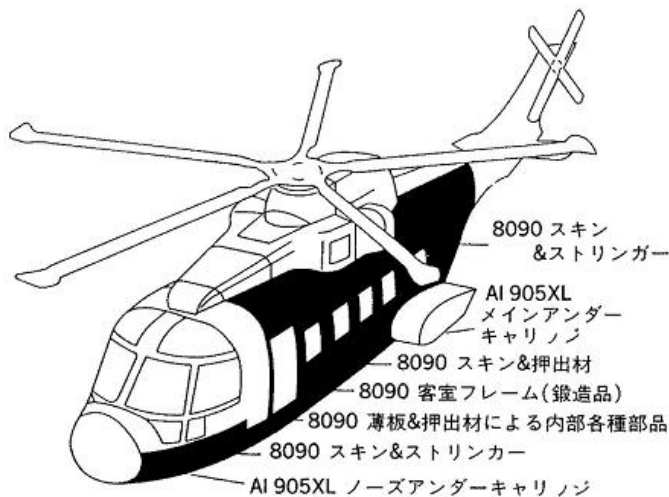


図 2. Al-Li 合金の適用例 [EH101 胴体]

7. 最近のエアバスへのアルミニウム合金適用動向

- (1) 第三世代のアルミニウム合金はリチウム量を減らす事と他の合金添加成分の最適化によって、特性(ミクロの析出組織)を改善した合金である。アルコア社のC460合金、ペシネ社の 2196 合金は押し出し材として開発された第三世代合金である。現有の 7175-T73511 と比較して同等の耐食性とより優れた強度特性を有する。これらの合金は A380 機のフロアビームに適用され、重量軽減に効果があった。A380 機の主翼下面のストリンガーへの適用も重量軽減として検討されている。A380 の貨物機の開発においては、新アルミニウムは薄物は胴体外板への適用も検討されている。現在、エアバスのアルミニウム開発においては複合材料への対抗とした金属構造の候補として考えられている。
- (2) 例えば、エアバス A350 構造材料に関しては、先端材料が約 60%適用されている。その中で 39%が複合材料、21%がアルミニウムである(図3)。その他、鋼 14%、アルミ 11%、チタン 9%の材料構成である。A350 機は複合材の主翼と先端アルミニウム合金の胴体で構成される。複合材料とアルミニウム合金の適用によって、8000kg(17,600lb)の重量軽減となる。リチウム含有量を2%以下に抑え、高強度と高靱性、耐食性を兼ね備えた合金として C47A-T6 及び 2098 合金を胴体外板への適用を計画している。溶接性も改善されている為、これには摩擦攪拌接合 (FSW) やレーザービームウエルディング (LBW) などの新接合技術が用いられる計画である。
- (3) 第三世代の合金2099-T83 の特性一例を表3に示す。第二世代の合金に比べ、リチウムの添加量は2%以下と低いので、密度はそれほど低くないものの、強度が10%以上向上し、伸びが10%以上と改善されているのが分り、延性の点では改善されていると考えられる。

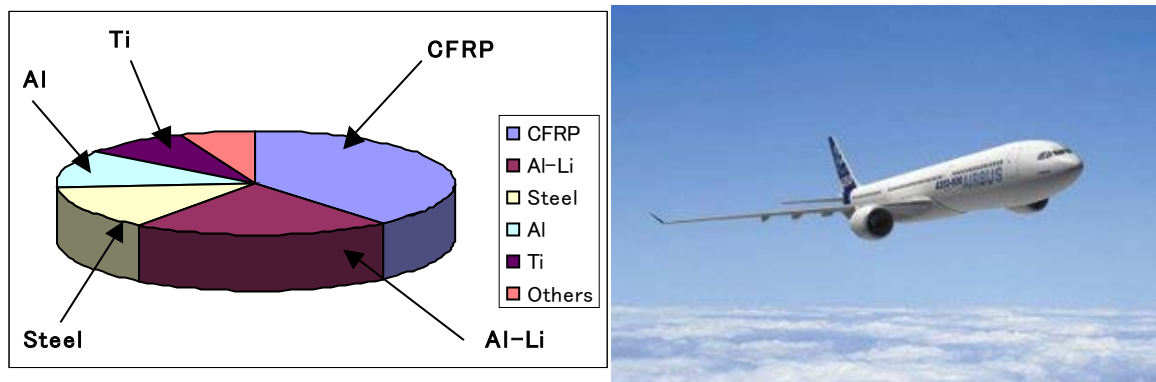


図3. エアバス A350 の材料比率⁹⁾

表3. アルミリチウム合金特性例(第三世代)¹⁰⁾

合金名	合金成分						熱処理	特性					目標合金	
	Li	Cu	Mg	Zr	Fe	Si		耐力 (MPa)	引張強さ (MPa)	伸び (%)	K1C Mpa√m	密度 g/cm3		剛性 (Gpa)
2099	1.6 2.0	2.4 ~3.0	0.1 ~0.5	0.05 ~0.12	0.07	0.05	T83 Plate (L)	505	595	9	300	2.59	78.6	

(AA 記号の解説)

例 2090/2091/8090/8091 合金等の記号の意味:

- 1 桁目:アルミの次に多い主要添加元素によって決まる。1xxx:純アルミ、 2xxx: Cu、 3xxx: Mn、 4xxx:Si、 5xxx:Mg、 6xxx:Zn、 7xxx:Mg+Si、 8xxx: その他 2090 では Cu が主要添加元素となる。8090 では Li が主要添加元素なので、その他となる。
- 2 桁目:改良を示す。最初開発された合金が0、この改良型が 1 となる。2090 では 2190 が改良型合金となる。
- 3 桁目、4 桁目:特に規則はないが、グループ内で他の合金と区別する為につけた一環番号。

参考文献

- 1) 軽金属 Vol.36 No.11 (1986)p687
- 2) SJAC 欧米に於ける航空機用素材に関する調査 昭和 63 年 8 月
- 3) SJAC 航空機用構造材料に関する市場動向調査報告書 平成 4 年 3 月
- 4) K-H-Rendings,Material Science Forum Vol.242(1997)
- 5) 石坂 航空技術、No. 400(8807)
- 6) Nikkey New Materials 1987 年 8 月 3 日
- 7) Richard S.James,Alcoa,Al-Li Alloys、Metal Handbook
- 8) A.F.Smith、Aluminium-Lithium,DGM(1991)
- 9) エアバス社資料
- 10) Alcoa Technical Fact 、Alloy 2099-T83and2099-T8E67

KEIRIN



この事業は、競輪の補助金を受けて実施したものです。