

日本における航空機用アルミニウム合金開発の歴史 - 零戦から Boeing 777 まで - *

吉田 英雄 **

Development of Aluminum Alloys for Aircrafts in Japan from Zero Fighter to Boeing 777*

Hideo Yoshida**

1. はじめに

日本における航空機産業とアルミニウムの関わりについて、材料開発の観点から戦前、戦後の歴史(20世紀)をまとめる。戦前、どのようにして超々ジュラルミンのような優れた材料ができ、零戦に採用されたのかをジュラルミン、超ジュラルミンに遡って明らかにする。さらに日本における戦後の民間航空機の開発、YS-11から Boeing 777 に至るまでの航空機の歴史とそれに関わる日本におけるアルミニウム合金の研究開発についてまとめる。

2. 戦前の航空機産業とアルミニウム^{1)~6)}

2.1 ジュラルミン

2.1.1 ジュラルミンとの出会い

日本のアルミニウム産業が航空機と関わるようになったのは、1916年ロンドン駐在の海軍監督官が墜落したツェッペリン(Zeppelin)飛行船から骨材(Fig. 1)を入手し、海軍が住友伸銅所に調査依頼したところから始まる。これを入手した伸銅所は、その分析結果や英国金属学会誌の文献をもとに工場における試作研究を開始した。1919年工場試作が完了し、「住友軽銀」と命名された。それに先立って、1906年ドイツのWilmによってAl-Cu-Mg合金で時効硬化現象が発見された。これは焼入れ後室温放置することで次第に硬くなる現象で、ジュラルミン(Duralumin)はこの現象を用いてDürener Metallwelke A. G.によって製品化された合金の名称で、組成はAl-4.2%Cu-0.5%Mg-0.6%Mnである。



Fig. 1 Part of the frame of Zeppelin Airship crashed near London, brought into Japan by Japanese Navy and stored in UACJ Corporation¹⁾.

この合金は従来の合金よりも強度が高いために、1910年まず英国のVickers Companyが製造する英国海軍飛行船Mayfly号に採用されたが、試験飛行中に真二つに

* 本稿は、軽金属65(2015), 432-440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 Institute of Light Metals, 65(2015), 432-440.

** (株)UACJ 技術開発研究所, 顧問, 博士(工学)

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

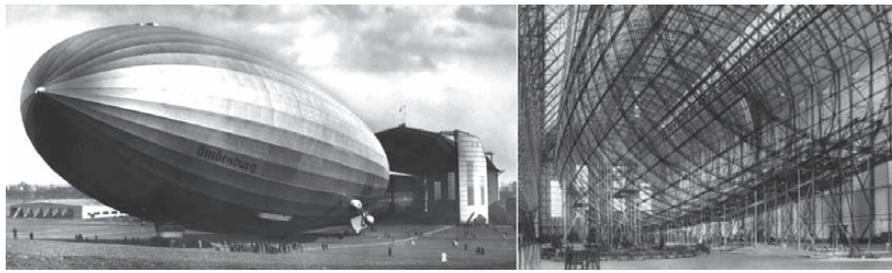


Fig. 2 L129 Hindenburg and its frames under construction ^{7, 8)}

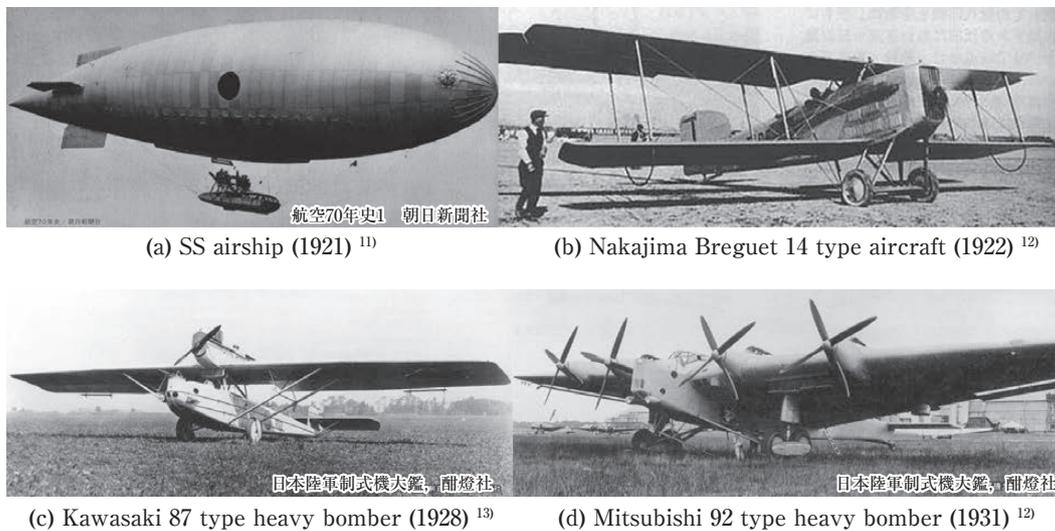
折れてしまった。この原因はドイツの加工技術が劣っているからだといわれたが、その後ロールフォーミングの加工技術が進歩して、1914年、第一次世界大戦が始まるとドイツ海軍はZeppelin飛行船 (Fig. 2 ^{7, 8)}) の骨組みにジュラルミンを採用した。このドイツのZeppelin飛行船は第一次世界大戦で猛威を振り、ロンドンなどの空襲で爆弾投下し、ロンドン市民を恐怖に陥れた。Fig. 1はその時撃墜された飛行船の骨材の一部が日本に持ち込まれたものである。航空機分野でもドイツのJunkers社は、1917年に単発複葉攻撃機J4にジュラルミンを使用し、1919年には波板状ジュラルミンを使用した全金属製旅客機F.13 (Fig. 3 ⁹⁾) を開発した。第一次世界大戦後、飛行船は世界一周を行いナチスの国威発揚の一環としてベルリンオリンピックの宣伝に利用されたが、1937年Hindenburg号の爆発を契機に製造が中止され、すべての飛行船は解体され航空機の機材に転用された。

2.1.2 日本におけるジュラルミンの飛行船、航空機への適用

第一次世界大戦後はドイツに倣って各国で飛行船の製造が行なわれた¹⁰⁾。日本では海軍が英国Vickers社に発注したSS型軟式飛行船 (Fig. 4 (a))¹¹⁾ の第2～4船を横須賀海軍工廠において国産化することになっ



Fig. 3 Junkers F.13 fabricated with corrugated panels of Duralumin sheets (©2006 Andi Szekeres) ⁹⁾



(a) SS airship (1921) ¹¹⁾

(b) Nakajima Breguet 14 type aircraft (1922) ¹²⁾

(c) Kawasaki 87 type heavy bomber (1928) ¹³⁾

(d) Mitsubishi 92 type heavy bomber (1931) ¹²⁾

Fig. 4 Japanese aircrafts using Sumitomo's Duralumin.

た。SSとはSubmarine Scoutの頭文字を採ったもので、対潜水艦哨戒用であることを意味する。1921年、住友伸銅所は初めてジュラルミンの工業生産を行ない、この飛行船の吊り船やそのほかの構造材料として板、管、棒計1トン余りを受注した。1922年4月、中島式Breguet (ブレゲー) 型飛行機B-6型 (Fig. 4 (b))¹²⁾の機体構造にはじめて伸銅所製ジュラルミンを使った。この飛行機は「軽銀」と命名された。1925年には川崎航空機(株)から陸軍のDornier (ドルニエ) 試作重爆撃機(陸軍制式は八七式重爆撃機 (Fig. 4 (c))¹³⁾の外板などを受注した。本機は胴体、翼とも木製骨格に羽布張りの複葉単発機で、機体前部のエンジン周辺だけ金属製となっていた。ジュラルミンの本格的採用は1930年以降の全金属製の機体となってからである。九二式重爆撃機 (Fig. 4 (d))¹³⁾、九三式重爆撃機および九三式双軽爆撃機は、Junkers社の機体をベースに設計されたためにJunkers式の波板構造の全金属機で波板外板によって覆われていた。

ジュラルミン製造にあたっては、海軍が飛行艇を建造するために英国から招聘した技術者のT. W. Paganの指導と第一次世界大戦で戦勝国となった日本がドイツから賠償の一環として、ジュラルミンの製造技術をDürener Metallwerkeから学んだことが大きい。さらに、Alcoa (1928年以降はAlcoaから分離したAlcanに変わった)は地金販路の拡大のために住友と提携し、住友はAlcoaの協力のもとに1928年大阪桜島に溶解炉とアルミ板専用の圧延工場を建設することとなった。板だけでなく、管、棒、線材や押出型材のための押出機、プロペラ翹用の鍛造機も導入され、ジュラルミン製造技術も確立していった。古河も1921年頃、ジュラルミンの破片を入手して研究を開始し、1926年、陸軍よりジュラルミンの試作命令を受け、石川島造船所にジュラルミン板500 kgを納入した。

ジュラルミンは米国では17S (2017) と呼称された。米国のジュラルミン製造の始まりは日本と同様1916年、フランスで墜落したツェッペリン飛行船の桁の破片が海軍からAlcoaに送られてきたことによる。これらの情報をもとに、Alcoaはジュラルミンと同様な合金17S (Cu 4.0%, Mg 0.5%, Mn 0.5%) を商品化することになった。Alcoaは海軍の建造する飛行船Shenandoah号のための17S合金圧延材を供給する義務を負い、1922年末には、高強度合金板、年間25000トンの生産が可能となった。17S-T4は引張強さ430 MPa (44 kg/mm²)、耐力270 MPa (28 kg/mm²)、伸び22%を有する合金であった。

2.2 超ジュラルミン^{1)~3)}

2.2.1 米国での超ジュラルミン開発

合金開発ではさらに高強度が求められ、世界中でジュラルミンを超える超ジュラルミンの研究開発が進行した。当時の超ジュラルミンはジュラルミンの強度レベルを超える合金はどれも超ジュラルミンと呼ばれた。超ジュラルミンという名称を最初に用いたのは、1927年AlcoaのJeffriesが米国機械学会で高強度合金について報告したのが最初といわれている。Alcoaはまず、1928年、ジュラルミンにSiを添加した14S (Al-4.4%Cu-0.4%Mg-0.9%Si-0.8%Mn)を開発した。14Sは焼入れ焼戻し (T6調質) で耐力410 MPa (42 kg/mm²) が得られたが、伸びが13%と低いので、板材としてよりも鍛造品で多く用いられた。1931年、24S (Cu 4.5%, Mg 1.5%, Mn 0.6%) が同じくAlcoaによって開発された。ジュラルミン中のMg量を1.5%まで増加させたもので、14Sが人工時効を必要とするのに対し、24Sは室温時効だけでジュラルミンを越える強度に達する特徴がある。このような合金は24S型超ジュラルミンと称され、これに対しケイ素を多く含有した超ジュラルミンは含ケイ素超ジュラルミンと称した。現在では超ジュラルミンというと24Sを指すことが多い。24S-T3は、代表値で引張強さ480 MPa (49 kg/mm²)、耐力340 MPa (35 kg/mm²) で、ジュラルミン17Sに比べ耐力が20%高い。T3調質では圧延材や押出材を焼入れ後矯正あるいは残留応力を最小限にするために1.5~3%の引張加工をすることで強度も向上する。24S-T3は強度も高いためにすぐに17S-T4に取って代わった。そして純アルミニウムを皮材とした合わせ板Alclad 24S-T3は旅客機の胴体の材料としていまなお使われているが、その最初の飛行機がFig. 5に示すDC-3である¹⁴⁾。



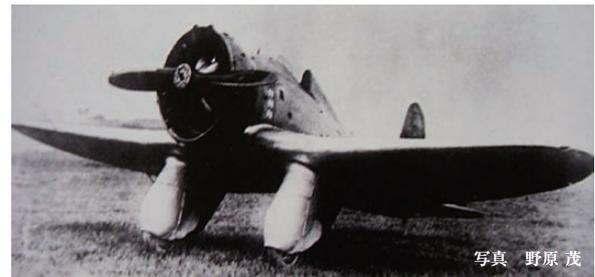
Fig. 5 DC-3 fabricated with Alclad 24S-T3 sheet¹⁴⁾.

2.2.2 日本での超ジュラルミン開発

日本においても、1931～32年頃になり飛行機の性能は向上し全金属製の機体になると、材料の比強度の向上が要求された。当時の日本では、住友でも欧米に倣って焼戻しを行う含ケイ素超ジュラルミンが研究されていた。1934年には住友では焼入れ焼戻しする含ケイ素超ジュラルミンSD (Al-4.2%Cu-0.75%Mg-0.7%Mn-0.7%Si)、またSA1 (Al-1.2%Mn-0.8%Cu) を被覆した合わせ板をSDCと称して、これらの合金を社内で制定した段階であった。しかしながら、この合金は伸びが低く加工性に問題があることと焼戻後の耐食性に問題があり、また焼戻に時間を要して生産性が劣るため、海軍の要請もあり焼戻を必要としない24Sに代わることとなった。1935年4月頃、住友は24Sの生産に移行し、24S型超ジュラルミンはSD、その合わせ板はSDCと称され、SDCの皮材はSA3 (Al-1.5%Mn-0.55%Mg) 合金で、Alcoaの24SCより高強度の合わせ板となった。住友の超ジュラルミンSDは全金属製低翼単葉機の九六式艦上戦闘機に採用された。住友がすぐに純度の高い地金を用いた24S系に踏み切れなかった背景には、当時、礬土頁岩や明礬石から製錬した国産アルミニウム地金には不純物が多い問題もあったようである¹⁵⁾。

2.2.3 七試艦戦から九六式艦戦まで

1932年(昭和7年)試作発注された七試艦上戦闘機(七試艦戦, Fig. 6 (a))¹⁶⁾は、三菱(1920年三菱内燃機製造→1921年三菱内燃機→1928年三菱航空機→1934年三菱重工業と社名が変遷、以下三菱あるいは三菱重工業と記す)の堀越二郎(1903-1982, Fig. 7左)が設計主務者として初めて手がけた金属構造を持つ単葉戦闘機であった。先進的な低翼単葉機ではあったが、主翼は全金属製ではなく金属骨格に麻布を張った羽布張りという中途半端な構造であった¹⁷⁾。当時まだジュラルミンの大きな押出型材が容易に入手できなかったため、主桁は重量的に有利なジュラルミンの押出型材ではなく、薄板の重ね合わせでリベット留めとなり、片持ち式主翼に十分な強度を与えようとして必要以上の厚さとなった¹⁸⁾・¹⁹⁾。また大直径の主車輪を支える旧式構造の脚柱とそれを覆うスパッツも見ると空気の抵抗の大きなものとなった。堀越は、「胴体は不恰好で、どうひいき目に見ても全体がどことなく調和がとれていなかった¹⁸⁾」として、この試作機を「鈍重なアヒル」とか「醜いアヒルの子」と自嘲した¹⁷⁾～¹⁹⁾。この試作機は分厚い主翼、太く無骨な胴体、太い主脚といった空力的に不利な構造のため、目標とされた350 km/hの速度に達せず、また墜落事故も起こして失敗作となった。三菱も



(a) 7-shi carrier-based fighter¹⁶⁾



(b) 9-shi single seat fighter¹⁸⁾



(c) Type 96 carrier-based fighter²¹⁾

Fig. 6 Fighters designed by J. Horikoshi, Mitsubishi.

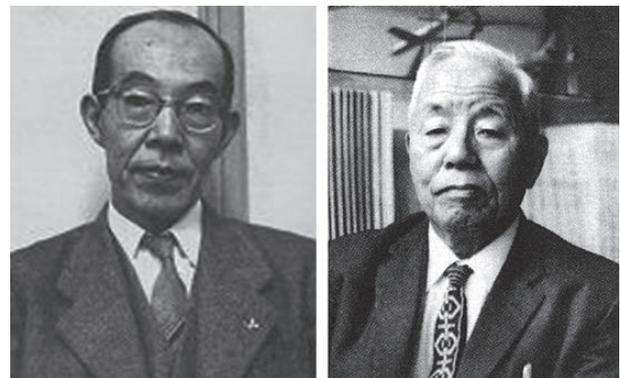


Fig. 7 Dr. Jiro Horikoshi (1903-1982) and Dr. Isamu Igarashi (1892-1986).

中島(中島飛行機)も七試艦戦ではともに不合格となったため、1934年(昭和9年)あらためて試作機が発注されたのが九試単座戦闘機(九試単戦, Fig. 6 (b))¹⁸⁾である。七試艦戦の苦い失敗の反省から、堀越は当時の最新の技術をこの九試単戦に全面的に取り入れた¹⁷⁾～²⁰⁾。分厚い金属骨格羽布張りの主翼は押出型材でできた主桁を持つ全金属製の薄翼に置き換えられ、主脚も小さな直径の車輪と単支柱を組み合わせる細くまとめ

直され、逆ガル形式の主翼とし主脚を短くして重量を軽減した。また細部に至るまで流線形化を図り、表面の空気抵抗を抑えるため皿頭にした沈頭鋳を初めて採用した。エンジンも軽量で大馬力を発揮する中島製「寿」五型として、最大速度450 km/hを出すことができた^{17)~20)}。この九試単戦は1936年11月制式採用され、九六式艦上戦闘機 (Fig. 6 (c))²¹⁾ となった。九六式艦戦と九試単戦は必ずしも同じではなく、主翼の逆ガルは航空母艦での着艦の際、安定性を失う危険があるため通常の楕円翼に、胴体も細長いため無線電話装置などの搭載が困難で太く再設計された。主脚も胴体に対応して太目の固定脚となった^{18), 20)}。九六式艦戦の性能は「世界の水準に追いついた。あるいは追いついた」との高い評価を得た¹⁸⁾。この九六式艦戦の成功で、次の十二試艦上戦闘機 (零戦の試作機) の開発に繋がった。

2.2.4 九試単戦に採用された押出型材

この九試単戦の主翼桁材に用いられた押出型材に関して、堀越は「翼厚を薄くできたのは、外板をジュラルミンとし、かつ桁フランジに厚い押出型材を採用することができたからである」^{17), 20)}と書いているが、厚い押出型材がどのような合金であるのかは明瞭に書いていない。ただ、十二試艦戦での超々ジュラルミンの採用時に、堀越は「主桁の上下縁材とウェブ板だけにESD材を使ったとしても、従来のSD材に比して、十二試艦戦で300 kg (原文ママ, 30 kgの間違いか) の重量節減が可能であった」²²⁾と書いており、九試艦戦で用いられたのはSD, すなわち超ジュラルミンであると考えられる。しかしながら、1934年の住友伸銅鋼管 (1935年住友金属に改称) はまだ24S型超ジュラルミンは製造

できていなかったため、その年に試作された九試単戦主桁に使用された押出型材は当時制定されたばかりの含ケイ素超ジュラルミンAl-4.2%Cu-0.75%Mg-0.7%Mn-0.7%Siと推定される。1935年、Schleemann社製2000トン横型水圧押出機 (複動型) が設置され24Sが量産できるようになり、住友の超ジュラルミン24Sは、1936年制定の全金属製低翼単葉機の九六式艦上戦闘機に採用され、軍用機全盛時代の需要期を迎えた^{4), 5)}。

2.3 超々ジュラルミン, ESDと零戦^{2), 3)}

2.3.1 超々ジュラルミンの発明

海軍から将来戦闘機の性能を飛躍させるには、同じように軽く、米国の24Sよりもさらに強力な引張り強さ590 MPa (60 kg/mm²) を有するアルミニウム合金が必要ということになり、住友に開発が命じられた。住友の方も、SDとSDCが工業化できた段階であったが、日本電工 (昭和電工の前身) が740 MPa (75 kg/mm²) 級高強度合金をThom (トム) 合金と称して華やかに宣伝し始めたため、上層部からも早く開発せよとのことで五十嵐 勇 (1892-1986, Fig. 7右) に白羽の矢が立った。開発を担当した住友の五十嵐は、実験の名手、北原五郎とともに合金開発の最大の問題点は時期割れ (応力腐食割れ) 対策だとの認識で1935年8月合金探索を開始した。研究開始の宣言をした研究報告書を Fig. 8 に示す。そのはしがきには、以下のように書かれている。「最近、日本電工75 kg/mm² 軽合金の声が高い。はたして、それが何物であるかは本年中頃には自然とわかって来る。が、周囲の時勢は其余裕を許さない。命を受けて、ここに強力軽合金の探求をはじめ。幸なる哉、時に北原五郎君の来援あり。君は先に海軍技術研究所に

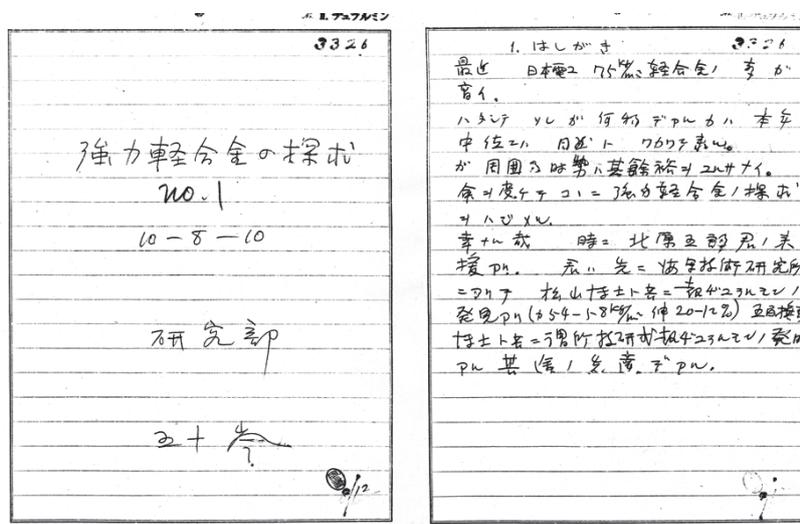


Fig. 8 Sumitomo Research Report of Extra Super Duralumin (1st Report of the study about high strength aluminum alloy).

Table 1 Effect of mixed ratio of D (Super Duralumin), S (Sander alloy) and E (E alloy, Zinc Duralumin) on the strength (Brinell hardness) and the hardenability (workability)^{23)~25)} of mixed alloys

Alloy Number	D (%)	S (%)	E (%)	Zn (%)	Mg (%)	Cu (%)	Mn (%)	400°C/4 h WQ		450°C/4 h WQ		500°C/4 h WQ		300°C/5 h WQ	Hardenability (%)
								RT/7 days	150°C/24 h	RT/7 days	150°C/24 h	RT/7 days	150°C/24 h		
39	80	20	0	1.6	1.5	3.2	0.5	94.2	93.0	116.0	109.0	107.0	113.0	52.8	120
40	60	40	0	3.2	1.5	2.4	0.5	96.8	99.2	110.0	106.2	96.4	105.0	63.0	75
41	40	60	0	4.8	1.5	1.6	0.5	102.0	132.4	109.0	131.2	95.0	126.4	56.2	136
42	20	80	0	6.4	1.5	0.8	0.5	114.0	140.0	101.0	137.4	95.0	147.2	62.6	136
43	80	0	20	4	1.3	3.7	0.5	105.8	104.0	121.0	118.0	108.0	120.0	59.8	102
44	60	0	40	8	1.1	3.4	0.5	120.0	138.8	130.0	153.2	107.4	145.8	83.6	74
45	40	0	60	12	0.9	3.1	0.5	130.0	154.6	140.2	161.2	120.0	147.2	83.0	94
46	20	0	80	16	0.7	2.8	0.5	153.0	156.4	143.0	153.2	114.0	131.2	95.4	64
47	0	80	20	10.4	1.3	0.5	0.5	116.0	147.2	125.2	158.0	110.0	156.0	76.4	107
48	0	60	40	12.8	1.1	1	0.5	134.8	162.7	140.2	161.2	127.6	158.0	63.6	89
49	0	40	60	15.2	0.9	1.5	0.5	134.8	158.0	140.0	151.6	130.0	144.4	94.8	67
50	0	20	80	17.6	0.7	2	0.5	147.2	161.2	141.6	159.6	118.0	138.8	95.4	69
51	80	10	10	2.8	1.4	3.45	0.5	102.0	97.6	113.0	116.0	108.0	113.0	57.4	102
52	10	80	10	8.4	1.4	0.65	0.5	119.0	151.6	110.0	147.2	109.0	159.6	73.0	116
53	10	10	80	16.8	0.7	2.4	0.5	153.0	165.8	150.0	153.2	119.0	131.2	97.6	116
54	60	20	20	5.6	1.3	2.9	0.5	109.0	119.0	115.0	130.0	117.0	132.4	77.6	74
55	20	60	20	8.8	1.3	1.3	0.5	117.0	150.0	122.0	154.8	109.0	153.2	67.6	129
56	20	20	60	13.6	0.9	2.3	0.5	145.8	161.2	144.4	164.2	127.6	145.8	86.6	137
57	40	30	30	8.4	1.2	2.35	0.5	126.4	156.4	125.2	161.2	109.0	123.0	65.0	148
58	30	40	30	9.2	1.2	1.95	0.5	124.0	154.8	128.8	169.4	120.0	159.6	73.6	129
59	30	30	40	10.4	1.1	2.2	0.5	131.2	156.4	115.0	150.0	115.0	145.8	74.0	112
60	20	40	40	11.2	1.1	1.8	0.5	127.6	153.2	131.2	161.2	103.0	140.2	75.6	113
61	40	20	40	9.6	1.1	2.6	0.5	122.0	150.0	130.0	167.6	118.0	151.6	67.6	148
62	40	40	20	7.2	1.3	2.1	0.5	113.0	115.0	116.0	162.7	116.0	148.6	71.2	128
63	100	0	0	0	1.5	4	0.5	94.2	93.6	113.0	105.0	113.0	117.0	53.6	118
64	0	100	0	8	1.5	0	0.5	108.2	136.0	112.0	143.0	111.0	148.6	73.8	101
65	0	0	100	20	0.5	2.5	0.5	158.0	161.0	145.8	144.4	124.0	124.0	89.8	79

*) Hardenability = (the maximum hardness - the annealed hardness)/the annealed hardness

ありて、松山博士と共に超ジュラルミンの発見あり（抗張力54～58 kg/mm²、伸び20～12%）。五百旗頭（いおきべ）博士と共に、所謂、技研式超ジュラルミンの発明がある。其途の先達である。まずは強度と加工性から合金系の予備検討がなされ、最終的にはTable 1に示すようにドイツのSanderのS合金（Al-8%Zn-1.5%Mg-0.5%Mn）、米国のD合金（超ジュラルミン、Al-4%Cu-1.5%Mg-0.5%Mn）、そして英国のRosenhainのE合金（Al-20%Zn-2.5%Cu-0.5%Mg-0.5%Mn、亜鉛を20%まで含みZinc Duraluminとして知られていた）をベースに成分が検討された。その結果、No.57、No.61のHardenabilityが高く、「其成分は亜鉛8及10%、銅2.5%前後である」^{23)~25)}として、三つの合金が選定され、これらの合金の板、棒、押出型材および管について各種の特性が調査された。また最大の懸案事項である応力腐食割れに対しては、Fig. 9に示すようにクロムの微量添加が非常に有効であることが明らかとなり²³⁾、その結果、新合金の代表組成はAl-8%Zn-1.5%Mg-2%Cu-0.5%Mn-0.25%Crとなった。この合金は1936年6月「鍛錬用強力軽合金」と

して特許出願され、1940年2月特許になっている。この合金は、1936年5～6月頃、ベースとなったE合金、S合金およびD合金の頭文字をとってESD (Extra-Super-Duralumin)、超々ジュラルミンと命名された。

超々ジュラルミン開発の決め手となったクロム添加も、住友では1926年頃から各種合金系ですでに試みら

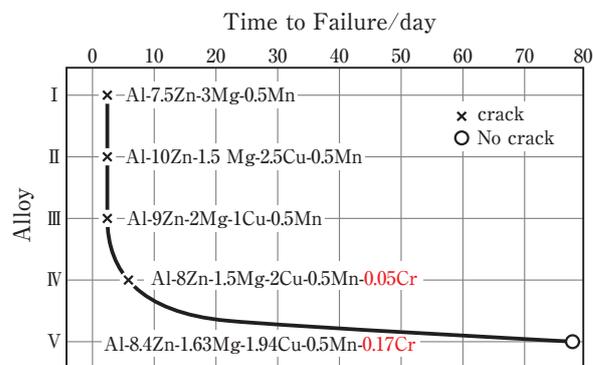


Fig. 9 Life time of stress corrosion cracking in several high strength aluminum alloys^{23), 26)}.

れていた。超々ジュラルミンの開発を開始した直後の1935年10月、五十嵐は溶体化処理時に心材の24Sの銅がクラッド材の皮材（純アルミニウム）に拡散して耐食性を阻害し強度や伸びを低下させるとして、皮材へ銅が拡散しにくくするためにクロムを約0.3%添加した皮材（Al-Cr合金）を開発した。これを「クラールクラッド（Cralclad）」と称した^{23), 26)}。さらに同年12月には心材の24Sにクロム0.13%, 皮材にクロム0.23%添加した新SDC材を開発した。こうした研究が背景にあって早期に超々ジュラルミンが開発できたものと考えられる。

2.3.2 超々ジュラルミンの零戦への採用

1937年10月6日、三菱重工業名古屋航空機製作所の主任設計技師の堀越二郎は課長からカナまじりの和文タイプで打たれた一通の書類を受け取った。それは、「十二試艦上戦闘機計画要求書」であった。「十二試」とは昭和12年試作発令、艦上戦闘機とは航空母艦上から発着する戦闘機のことである。堀越氏は「この要求書は、当時の航空界の常識ではとても考えられないことを要求していた。もし、こんな戦闘機がほんとうに実現するのなら、それはたしかに、世界のレベルをはるかに抜く戦闘機になるだろう」と述べている。これが零戦、零式艦上戦闘機の開発の始まりであった。堀越二郎氏は、次期戦闘機の開発に際して、最大の難関は重量軽減対策と考え、このため一律であった安全率の見

直しや、グラム単位での重量軽減のために、「肉落とし」と称して、強度に関係のないところをくりぬくことも行われた。さらにどのような材料を選択するかが課題となった。内部構造で最も重要な主翼の桁について、前の九六式艦戦のときは45キロ超ジュラルミンSDH（住友の超ジュラルミンで焼入れ後常温時効した材料）が開発され、その押出型材が生産されていたので、翼を薄くし、重量軽減に大いに役立った。十二試艦戦では、九六式艦戦よりも素早く上昇でき時速500 km以上が出せ、しかも航続距離が長く、空戦性能に優れた性能などが要求されたため、機体がさらに大きくなり重量増加が避けられなかった。九六式艦戦と同じ超ジュラルミンでは、桁用の押出型材を分厚くしなければならずその結果重量増加につながり、桁の部分が分厚くなると翼も厚くせざるをえなくなり、いっそう悪くなると考えられた。もっと高強度の軽い材料はないだろうかと堀越氏が探していたところに住友のESDとの出会いがあった。住友を訪問してその詳細を聞いて、ESDをさしあたり主翼の桁だけに押出型材を使うとして重量を計算してみると、30 kgは軽くなることが分かり、この新しい金属の使用を航空本部に願い出た。海軍側はむしろ願い出を喜んで、まずはこの新合金押出材の使用を認めた。零戦とその主翼桁フランジに適用されたESDのT字型押出型材をFig. 10に示す^{16), 27)}。

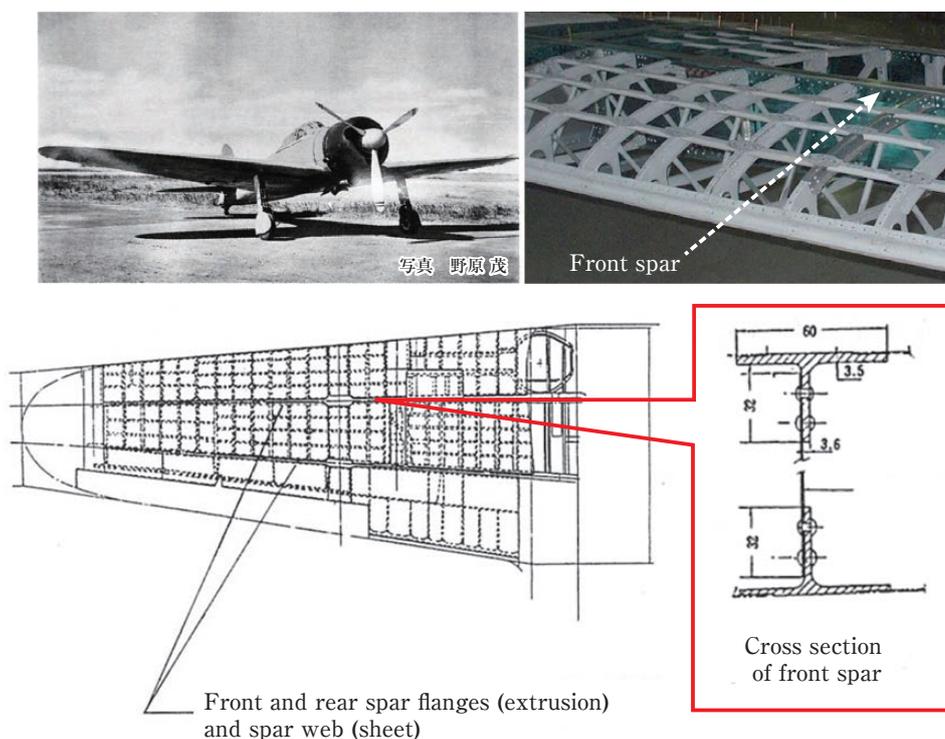


Fig. 10 Zero Fighter and its main wings fabricated with ESD extrusions^{16), 27)}.

2.3.3 超々ジュラルミンとAlcoa 7075

1940年7月、十二試艦戦は制式機として採用され、その年が日本紀元2600年であったところから、その末尾の零をとって、「零式(れいしき)艦上戦闘機」と名付けられた。「ゼロ戦」というのは外国のパイロットから「ゼロ・ファイター (Zero Fighter)」「ジーク (Zeke)」と呼ばれ、外国の評判などから戦後生まれた零戦の愛称であるといわれている。太平洋戦争中に、零戦は各型合計すると約10400機生産された。1942年6月のミッドウェー海戦での敗北が太平洋戦争の転回点となった。同時に行われたアリューシャン作戦で、無人島に不時着したほとんど無傷の零戦一機をアメリカが手に入れた。アメリカは、真珠湾攻撃以来、落ちた零戦の切れ端を集めてまでも、空戦性能に優れた謎の飛行機といわれる零戦の秘密を解き明かそうとしていた。そして、米軍はこの完全な零戦に飛行試験を含むあらゆる角度から調査し、その長所と短所を完全に知ることができた。米軍を驚かせたのは機体に使われた超々ジュラルミンの強度の高さであった。それは当時、日本の航空機開発技術に対して「欧米に数年は遅れている」と考えていたアメリカの陸海軍や航空機産業関係者の目を覚まさせる一因となった。その後、1943年Alcoaは超々ジュラルミンで応力腐食割れに効果のあるクロムを同様に添加して7075合金を完成させ、現在でも、7075合金は代表的な航空機用アルミニウム合金として用いられている。7075合金の生みの親は超々ジュラルミンということになる。Alcoaの75Sの量産が始まったのは1944年頃と推定されるが、Boeingの爆撃機に搭載されたのは1945年のB-29D(後にB-50と名称変更)からと考えられる^{28)~31)}。

2.3.4 航空機材の生産

1938年末に、海軍航空本部から月産1364トンのアルミニウム合金生産の要請があり、既定の増産計画の3倍もの要求で、大阪桜島の伸銅所には拡張の余裕がなく、新工場の敷地が検討され、結局航空機製造の中心地となっている名古屋に決定した。敷地は、名古屋市港区千年の水田に、博覧会跡地4万余坪を加えた約19万坪を入手した。この地域は、1937年、名古屋市長の大岩勇夫氏が名古屋開港30周年、国際都市としての名古屋をアピールするため名古屋汎太平洋平和博覧会を開催した会場跡地になっていた。1941年9月、陸海軍大臣の指揮監督のもと、鑄造、製板、管棒および鍛造を持つ総合的軽合金専門工場である名古屋軽合金製造所が設置された。この工場は、当時伸銅所で開発中であった連続鑄造法による大型鑄塊を用いることを前提

としたストリップ方式圧延の製板工場を目標とした。1944年における桜島の伸銅所製板課第二工場のアルミニウム合金生産量は500~600トン/月、名古屋軽合金製造所製板工場は最盛期には2000トン/月(内、ストリップ方式が1500トン/月)であった。なお、管棒生産量は伸銅所(桜島)と名古屋でいずれも300トン/月であった。型材生産量は桜島と名古屋でそれぞれ700トン/月であった。名古屋ではESDの生産が500トン/月であった。なお、古河電工や神戸製鋼も軍からジュラルミン、超ジュラルミン、超々ジュラルミンの製造要請を受け、ESDは住友から特許の実施権を委譲されて生産した。

2.3.5 零戦のプロペラ^{5), 32)}

住友伸銅所がプロペラ・ブレード素材を初めて鍛造したのは1925年三菱からの依頼によるものである。このプロペラは厚板素材をエアハンマーで自由鍛造し、竹とんぼの羽根のように、ブレード・ボス部一体の形状としてから、両ブレード部を振り、熱処理後削りだしたもので、その中央にエンジンのプロペラ軸が取り付けられた。このプロペラは陸軍の八七式軽爆撃機に搭載された。1928年固定ピッチ・プロペラ素材の鍛造を受注したのがきっかけで鍛造素材の生産が始まった。1931年、中島飛行機がHamilton Standard Propellers Company(以下、Hamilton)と技術提携し、固定ピッチ・プロペラの製造を始めたが、そのブレード素材はHamiltonからの輸入に頼っていた。海軍は飛行機の国産化と自給体制を望み、1932年住友伸銅鋼管(株)が金属プロペラ完成品を生産することとなった。このときに、中島飛行機がHamiltonから譲渡された固定ピッチ・プロペラ製造に関する権利と加工設備一式が伸銅所に譲渡された。1933年伸銅所は年産300本のプロペラ工場を建設し、年末には800本までできる設備を増強した。1934年Hamiltonから可変ピッチ・プロペラの製造販売権を入手し、1938年から定速式回転プロペラの生産に移行し零戦に採用された。プロペラのブレードも十二試艦戦では2枚だったが、エンジンとプロペラの振動と固有振動が共鳴して、エンジンの回転数に関係なく相当の振動があることが分かった。そこで零戦では3枚に増やすことで振動は半減した¹⁵⁾。プロペラ工場は伸銅所から独立してプロペラ製造所となった。その後、神崎、静岡および津にプロペラ製造工場ができた。鍛造素材は伸銅所と名古屋製造所で製造された。その当時の鍛造金型が現在のUACJ名古屋製造所の正門玄関前に展示されている(Fig. 11)。

鍛造素材としては25S(2025)が主として用いられ



Fig. 11 Forging die of propellers for Zero Fighter stored in UACJ Corporation, Nagoya.

た。この合金はAl-4.4%Cu-0.8%Si-0.75%Mnで1919年から1920年にかけてAlcoaのJeffriesとArcherによって開発され、1921年の早い時期に鍛造品として実用化された³³⁾。この合金はMgを含まないためにジュラルミン17Sよりも熱間加工性に優れ、17Sで難しいような鍛造品もできた。航空機のプロペラやコネクティングロッド、機関車のサイドバーなどにも使用された。この合金は17Sと違って室温時効を示さず、高温時効で硬くなり、強度は17Sと同等である。T6材で引張強さ400 MPa、耐力260 MPa、伸び19%である。

3. 戦後の民間航空機の動向^{34), 35)}

3.1 YS-11^{36), 37)}

戦後、GHQにより航空禁止令が布告され、航空機の研究開発、製造は禁止されていたため、戦前、戦中、航空機に携わっていた研究者や技術者の多くは自動車、鉄道車両やモーターサイクル開発に移っていった。しかしながら、朝鮮戦争特需で国内の航空機産業は復活した。1956年、通産省は国産民間航空機計画を策定し、航空工業会で国産輸送機開発に関する構想を発表した。世界の国際路線では大型ジェット機が就航し、国内路線ではDC-3などのプロペラ機が飛んでいたが、この旧式プロペラ機の代替として、日本が開発した国産航空機を輸出し、日本の航空機工業を輸出産業のひとつとして育てたいとの考えであった。

1957年、財団法人輸送機設計研究協会（輸研）が東大内に設立され、乗客50～60人乗りの小型旅客輸送機の設計が始まった。輸研には戦前、戦中の航空業界を支えた技術者が参加し、設計に携わった。試作機を製造するために、1959年官民共同の特殊法人として日本航空機製造（NAMC）が設立されて輸研は解散した。こ



Fig. 12 YS-11 aircraft³⁸⁾.

の試作機は双発ターボプロップの旅客機でYS-11と名づけられた（Fig. 12）³⁸⁾。YSは輸送機設計研究協会の輸送（Y）と設計（S）の頭文字に由来する。日本航空機製造は設計開発、生産管理、品質管理、販売およびプロダクトサポートを行い、生産は機体メーカー6社（新三菱重工業、川崎航空機、富士重工業、新明和工業、日本飛行機および昭和飛行機）が分担し、最終組立は新三菱重工業が行った。飛行試作機1号機は1962年7月に新三菱小牧工場でロールアウトし、初飛行は8月に行なわれた。1973年5月に最後の機体が送り出されるまで10年間製造された。1964年に日本の航空局の型式証明を、1965年にアメリカ連邦航空局（FAA）の型式証明を取得した。

量産に着手して、順調に生産が続いていたが、海外でのセールスでは非常に苦戦しており、事業収支では悪化していた。当初、50～100機の輸出が期待できると見込まれていたが、日本航空機製造は航空機の製造も販売も初めての経験で、航空機の販売のノウハウもないに等しい状態であり、結局12カ国、16社の航空会社に79機が輸出されるにとどまった。その結果、日本航空機製造は360億円に及ぶ累積赤字となり、通産省は1971年にYS-11を182機で打ち切ることを決定した。日本航空機製造は1982年解散し、残務は三菱重工業に引き継がれた。なお、素材のアルミニウム材料は、日本のアルミニウム材料メーカーも採用に向けて意欲を示したが、YS-11に使用する量のみの生産では、量産効果が出ず、輸入品より有利な価格で調達できないため、結局アメリカ製の材料が採用された³⁷⁾。

3.2 三菱MU-2, MU-300

YS-11の開発が始まった1960年頃から、三菱重工業は小型ターボプロッププロペラ機で、北米の社用・家用のビジネス向け（7～9人乗客）に独自の設計を進めた。1963年に試作1号機が初飛行し、1965年、運輸省



a) MU-2

b) MU-300

Fig. 13 Mitsubishi business aircrafts, MU-2³⁹⁾ and MU-300⁴⁰⁾.

航空局の型式証明を、11月にアメリカの連邦航空局 (FAA) の型式証明も取得でき、翌1966年にMU-2 (Fig. 13 (a))³⁹⁾として発売を開始した。しかしながら、アメリカには国内で飛ばす航空機は、その50パーセント以上を米国製の部品で作られていなければならないというバイアメリカン法があり、そのために現地委託して部品を調達したが、うまくいかず三菱重工業が自らやらねばならなくなった。三菱重工業が販売を開始した1967年、ようやく5機を受注して以降、安定性の高い飛行機として評判が広がり、年産40機から50機にまで成長した。ところが、1971年ニクソン・ショックの影響を受け、円は急速に値上がりし、MU-2も採算割れを起こして赤字が増大した。しかし赤字ながらも販売は好調だった。1973年秋の中東戦争により世界的なオイルショックとなり、燃料費の高騰によってエアラインは軒並み経営不振となりMU-2の受注が急減した。MU-2の総生産数は757機、世界27カ国で販売され、世界の小型機の中でもベストセラーであったが、1987年、新型機MU-300に販売を集中するため、MU-2の生産を終了した。

MU-2が好調であった1969年、三菱重工業はMU-2よりもワンランク上の高級ビジネスジェット機を計画した。市場調査の結果、最高速度は約800 km/h、快適な広いキャビンを備え、高い燃焼効率を持った機体を目指して、1976年に開発に着手し、1978年にMU-300 (Fig. 13 (b))⁴⁰⁾として初飛行した。しかしながら、1979年 (昭和54)、McDonnell DouglasのDC-10の航空機事故後、FAAは審査基準を大幅に厳しくすることとなり、FAAの型式証明を取得できたのは1981年に入ってからであった。さらに日本は円高不況で売上は伸び悩み、一方、アメリカ政府は高金利政策をとったことで不況に陥り、航空業界も軒並み経営悪化しビジネス機の需要は皆無とな

った。三菱重工業は、Beechcraftと提携し、BEECHJET 400の名で販売することとしたが利益をあげられず、1988年、設計を含めた生産過程全てをBeechcraftに売り渡す契約に合意し、同年に日本国内での販売も終了した。MU-300はその後米国のBeechcraftのHawker 400および米軍の訓練機T-1A Jayhawkとして生産・運用中で、これまでに総計約800機が生産されている。

なお、富士重工業も愛称エアロスバルで知られる軽飛行機FA-200を製造した。1965年 (昭和40年)に初飛行し、1986年 (昭和61年)に生産終了するまでに、試作機3機を含めて299機が製作された。FA-200に続いて、米国のRockwell Internationalと共同でビジネス用双発プロペラ機FA-300を開発して1975年初飛行したが、オイルショックの影響により47機で生産終了となった。

3.3 YX計画とBoeing 767

1966年、YS-11に続く民間機の研究のため航空審議会によって「次期民間輸送機のための研究」が始まり、1968年には「90席前後のターボジェット旅客機」が発案された。日本航空機製造内に「YX開発本部」が設置されて、市場調査と基礎設計が行われた。開発費が高騰すると見込まれる中で、1970年ごろ、外国各社が同クラスの機体の共同開発を持ちかけてきた。1971年、共同開発先を見極めるため「航空機工業海外調査団」がアメリカに派遣された。Boeingは日本を対等パートナーとして50パーセントの分担比率を提示したため、YX開発専門委員会は、「交渉相手として、当面Boeingを第一対象とする」と決めて、YX計画は本格的に動き出した。その後1977年7月の日米交渉において、分担率はBoeing 70パーセント、Aeritalia 15パーセント、日本15パーセントに決定し、当初の50パーセントから大きく後退した。開発の全責任はBoeingが負い、主導権



a) 767-300

b) 777-200

Applications	767-300	777-200
Length	54.9 m	63.7 m
Wingspan	47.6 m	60.9 m
Height	15.8 m	18.5 m
Engine thrust	21,800 kgf × 2	42,500 kgf × 2
Standard seating capacity	261 or 232	268 or 302
Cruising speed	862 km/h	905 km/h
Maximum take-off weight	133.8 t or 152.0 t	213.2 t
Range	3,280 km or 5,510 km	8,200 km or 12,600 km

Fig. 14 Boeing jet airliners, Boeing 767 and 777 and their specifications⁴¹⁾.

を持つこととなった。

1978年、Boeingが7X7の受注を獲得したことから、民間航空機開発協会とBoeingの間で基本事業契約が締結され、7X7の開発が開始された。YX/7X7はBoeing 767 (Fig. 14 (a))⁴¹⁾ となり、日本では民間航空機開発協会が三菱重工業、川崎重工業および富士重工業に作業を委託し、3社によって分担開発された。開発部位は三菱が後胴パネル、川崎が前胴・中胴パネル、富士が主翼胴体間フェアリングを担当し、Boeingに引き渡すこととなった。767は1981年に初飛行、1982年7月に連邦航空局の形式証明を取得して9月に就航した。767全シリーズの2016年12月までの受注数は1189機、そのうち1095機が納入されている⁴²⁾。

3.4 YXX計画とBoeing 777

1979年8月、新たな国産機、「YS-11の精神を引き継ぐ、日本独自の計画」として「100席クラスまたはそれよりやや大型」旅客機の開発計画が始まった。これがYXXである。日本航空機開発協会(JADC、民間輸送機開発協会に1983年、新明和工業と日本飛行機が参加して改組)はBoeingが参加を打診してきた7J7を共同開発することを決定した。このYXX/7J7の概要は、座席数は147席から166席とし、ターボプロップエンジンよ

り進歩したプロップファンエンジンを搭載した双発プロペラ機で、開発比率はBoeing 75パーセント：日本25パーセントとするものであった。しかし、ターボファンエンジンの高性能化によってジェット機の燃費も向上したため、7J7の魅力もなくなって、1987年にはBoeingの7J7計画は事実上中止となった。

その後、Boeingは国際分担によって開発費を減らすことと、日本の高品質低価格の技術力や日本の開発費に関心を示して、747と767の間を埋める350席クラスの中型旅客機の共同開発を改めて日本に打診してきた。JADCは、アメリカの対日感情悪化を恐れる日本政府に配慮する形で参加を決定した。日本の分担を21パーセント(胴体の大部分、中央翼、主翼胴体間フェアリング、主翼リブなど多数)まで伸ばすことができたが、やはり最重要な部分からは締め出された。「日本が主体性をもつ」こととしたはずのYXXも、結局Boeing 777 (Fig. 14 (b))⁴¹⁾ の共同開発となった。Fig. 14に767と777の機体の性能の比較も併せて示す。1994年、777の1号機がロールアウトした。1998年より量産事業への移管に伴い、JADCの権利義務は民間航空機株式会社(CAC)に移管された。777の2016年12月末現在の受注数は2016機であり、そのうち1902機が納入されている⁴³⁾。

3.5 YSX計画

日本航空宇宙工業会はBoeingが絶対的主導権を握るYXXよりも日本の主体性をもたせた輸送機計画を持つべきだとして、1986年に「民間機調査検討委員会」を設置し、機体に関して、①50席から100席の小型機開発の検討、②YS-11の姿勢を引き継ぎ、経験を生かせる機体、③共同開発においても、マーケティング、商品企画、開発、生産、販売およびサポートにおいて日本が主体性とメジャーシェアを保つことなどについて検討を始めた。翌1987年、ターボファンエンジンの双発とすることになった。1989年にJADCは、ターボファン双発・75席輸送機の開発と、国際共同開発の可能性の検討をはじめた。1991年には、「小型民間機 (YSX) 開発調査」が開始された。1994年4月になると、Boeingが突如YSXへの関心を強めたが、1997年BoeingはMcDonnell Douglasを吸収合併し、MD-95を「Boeing 717-200」として継続販売すると発表し、事実上のYSXを放棄した。2000年、国家産業技術戦略検討会において、当面YSX開発の可能性はないとして、国としてYSX放棄を発表した。

この間、三菱重工業はカナダのBombardierとの間で小型リージョナルジェット機の共同開発を次々に進め、川崎重工業もこのころ三菱重工業への対抗上、ブラジルのEmbraerへの接近姿勢を強めていた。2002年8月末に経済産業省が発表した30席から50席クラスの小型ジェット機開発案「環境適応型高性能小型航空機」で、YSXまでの企業各社横並びの事業を取りやめ、積極的な企業が自己責任で開発を推し進めることとした。この開発が三菱重工業のMRJに繋がる。

4. 戦後の航空機用アルミニウム合金の研究開発

戦後、一時期、航空機の研究開発と製造は禁止されていたが、朝鮮戦争特需で復活し、その後、日本の航空機メーカーはYX, YXX計画(767, 777)でBoeingの機体の分担生産を通して成長してきた。この間、戦前から航空機材の生産を行ってきた住友軽金属、神戸製鋼および古河電工の三社もまたBoeingの認定を受け素材の国産化を行って機体メーカーに供給してきた⁴⁴⁾。特に、古河電工と住友軽金属が合併してできた現在のUACJは航空機材用に広幅厚板が生産できる圧延設備や押出材の縦型焼入炉、日本最大の15000トン大型鍛造プレスを有している。

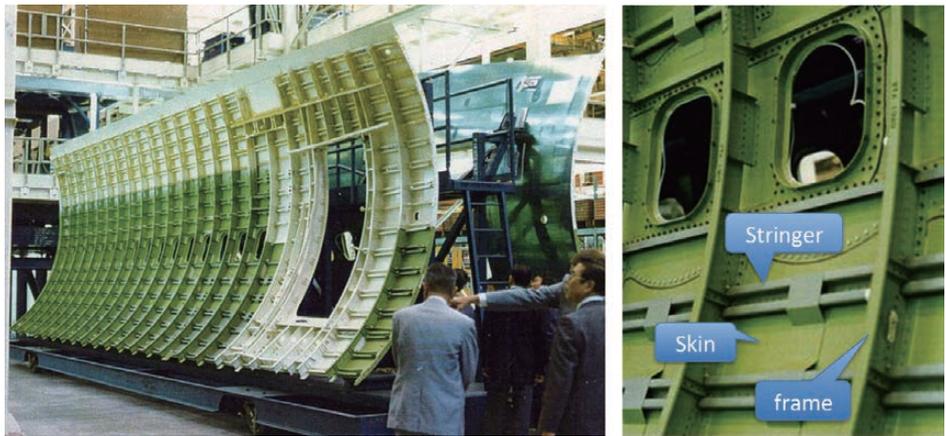
4.1 航空機用材料の開発

4.1.1 ストリンガー用材料

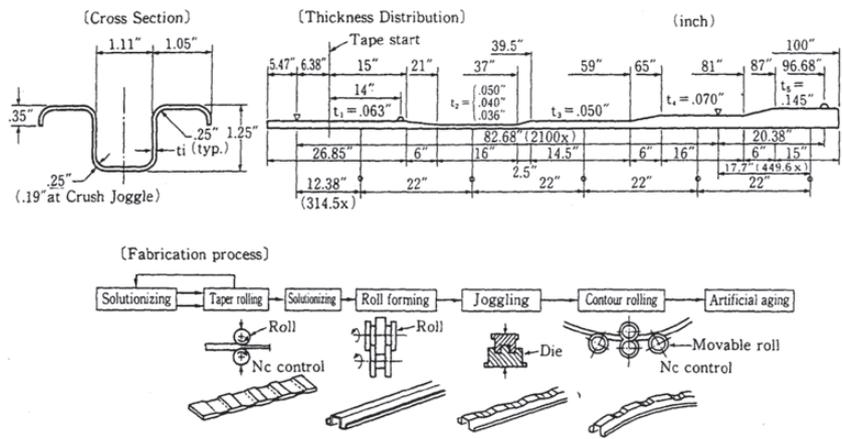
Boeing 767の機体構造では、従来、7075押出形材を用いたストリンガー(縦通し材)の重量を軽減するため、**Fig. 15 (b)**に示すように、板材を圧延により長手方向で肉厚を変動させ、継手部分のみを厚くしたテーパーストリンガーを全面的に用いようとした。しかしながら、従来の海外製7075板材では、テーパ圧延で弱加工された部分は溶体化処理で結晶粒粗大化が生じて、その後のハット型加工で割れが発生し、疲労強度の低下する問題が発生した。このため弱加工でも結晶粒粗大化しない材料の開発が求められた。住友軽金属の馬場、宇野らは連続焼鈍炉を用い急速加熱、急速冷却処理で結晶粒を50 μm以下に微細化し、その後適正な軟化処理で、テーパ圧延の弱加工・溶体化処理で結晶粒粗大化が生じない加工熱処理法を開発し国産化した⁴⁵⁾。三菱重工業はこの加工熱処理を施した板材をハット型に成形し、Boeing 767, 777のストリンガーに用いることができた。**Fig. 15 (a)**の767機の胴体外観から、ハット型に成形されたテーパーストリンガーと湾曲したフレームと外板がリベットで組み合わせられて様子が分かる^{44), 46)}。その後、ストリンガーのコストダウンや耐応力腐食割れの改善のための成分や調質(RRA処理)の検討、復元処理利用による加工工程の簡略化を三菱重工業と共同研究した^{47), 48)}。さらに、テーパ圧延での圧延加工度が大きくなると結晶粒が微細化して耐応力腐食割れ性が低下することが懸念されたため、結晶粒のアスペクト比(圧延方向の長さとは板厚方向の長さの比)に注目して、耐応力腐食割れ性が検討された。その結果、耐応力腐食割れ性の設計要件を満足するにはアスペクト比4以上が必要であることが分かり、そのため加工熱処理法が研究された⁴⁹⁾。テーパ圧延後、溶体化処理前に343°Cで2時間予加熱を施すことによってすべての加工度で4以上になることが確認され、777のストリンガーに採用された^{47)~49)}。

4.1.2 超塑性材料

7475合金、Al-Li合金超塑性材開発と超塑性加工法の開発(1983-88, 三菱重工業と共同研究)の研究を実施した^{50), 51)}。**Fig. 16**は工場で作成した7475合金超塑性材を用いて一体化加工されたドアパネルのモデルである。この7075合金は、熱延板に対し適切な析出処理(過時効処理)を施し、その後温間圧延、冷間圧延と急速加熱処理を行う加工熱処理法を用いると、10 μm程度まで結晶粒は微細化する。この材料を高温で引張変形させると超塑性が得られることから、ドアパネルなどに



a) Boeing 767's fuselage with stringers, frames and skins



b) Manufacturing process of taper-rolled stringer

Fig. 15 Boeing 767's fuselage and taper-rolled stringer⁴⁴⁾.

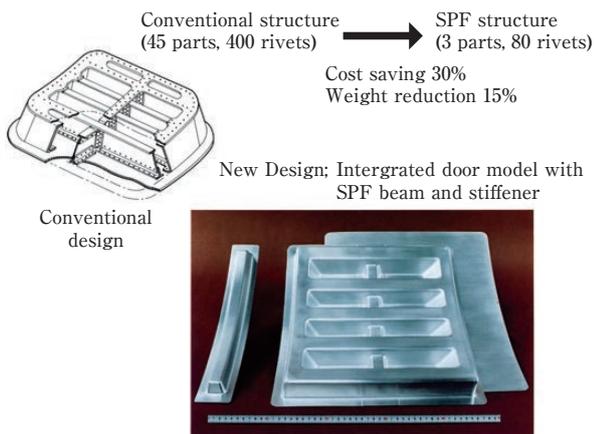


Fig. 16 Integrated door model formed using a 7475 superplastic sheet compared with a conventional structure⁵⁰⁾.

成形された。この超塑性成形法により、Fig. 16に示すドアパネルでは、従来方法では45個のパーツ、400個のリベットで加工されたパネルに対して、3個のパーツと

80個のリベットで組立てができ、コストで30%、重量で15%軽減されることが分かった⁵⁰⁾。そのほかの実際の超塑性成形事例に関しては文献^{52), 53)}を参照のこと。

Al-Li合金も高温で超塑性を示すことはよく知られている。このため7475合金で開発した加工プロセスをAl-Li-Cu-Mg-Zr系8090合金に適用したところ、 $10^{-3}s^{-1}$ オーダーのひずみ速度では圧延方向で700%程度、圧延直角方向では300%程度の大きな伸びが得られ超塑性を示したが、しかし同時に大きな圧延方向で伸びの異方性を示すことが明らかとなった。この異方性をなくすために温間圧延による新たな加工熱処理法を開発した。その結果、8090合金は異方性が小さく、500℃到達後10分保持後、 $5.6 \times 10^{-3}s^{-1}$ で引張試験するとL、LT方向で1100%の伸びが得られた。8090合金の従来プロセスと温間圧延による新プロセスによる伸びの比較をFig. 17^{54), 55)}に、500℃で5分間ソルトバスにて加熱後の組織をFig. 18^{54), 55)}に示す。温間圧延プロセスでは元の結晶粒界が消失し、均一微細な組織の得られ

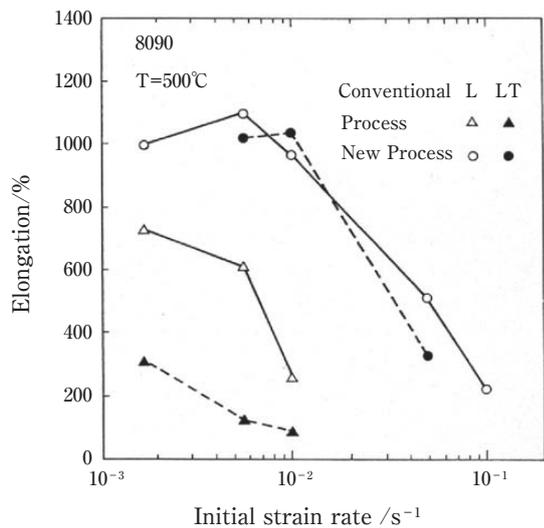


Fig. 17 Comparison of superplasticity of Al-Li alloy 8090 sheet fabricated by between conventional process and new one (Conventional process consists of cold rolling and new one does of warm rolling at 300°C, L: Longitudinal, LT: Long Transverse)^{54)~56)}.

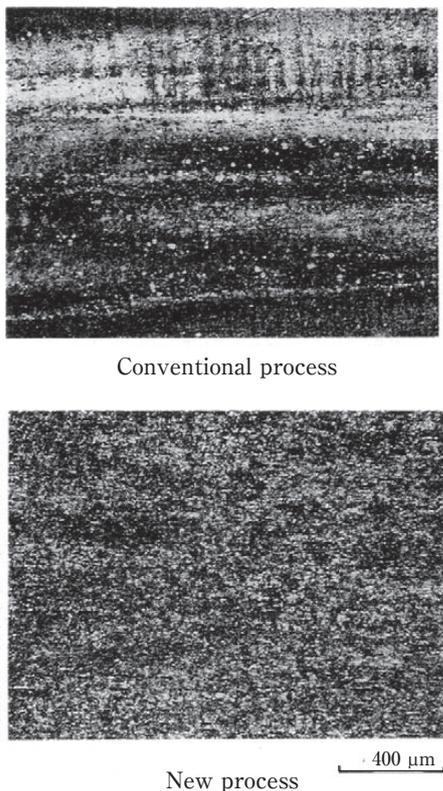


Fig. 18 Microstructures of 8090 alloy sheets after solution heat treatment at 500°C for 5 min in a salt bath fabricated by conventional and new processes^{54)~56)}.

ることが分かる。さらにこうした加工熱処理法で製造された材料は室温強度の異方性もなく、室温での伸びも高いことが分かった⁵⁶⁾。Al-Li合金の機械的性質の異



Fig. 19 Boeing 767 air cargo using polished skins⁵⁸⁾ (photo by Hideo Obayashi).

方性に関して、これを解決する加工熱処理法を開発することができた。成形法においても、本開発合金板に対して、変形応力の40%以上の静水圧力(背面圧力)を負荷することで、真ひずみ $\epsilon = 1.1$ まではキャビティの発生を防止できることが分かった⁵⁷⁾。

4.1.3 ポリッシュドスキン材, 鍛造材

航空機は耐食性向上や疵防止のために、表面を塗装しているが、4~5年で塗り替えるため有機溶剤で剥離して環境に負荷を与えることや、塗料の重量が相当なもので、塗装が省ければ燃費の節約にも寄与することから、Boeingでは外板を無塗装で使用することになった。**Fig. 19**はポリッシュドスキンを採用した航空機である。当初、Bright Rolled Skin(ロールドスキン)が用いられたが、光沢、ロールマーク、デント、スクラッチなど、表面品質が厳しく歩留まりが悪くてコスト的にあわず、多くの会社が撤退した。その後BoeingとMPC(Metal Polishing Co.)と共同でポリッシュドスキンを開発し、Alcoaのみが供給できることとなった。ポリッシュドスキンとは、アルミクラッド材を研磨剤で磨き、光沢をだし、表面に形成される自然酸化皮膜で腐食防止を図った材料である。神戸製鋼と古河スカイ(現UACJ)は、表面疵、色むらがなく、光沢に優れた表面の評価技術と研磨方法を確立して外板用広幅クラッド材の国産化に成功した⁵⁹⁾。ただし、このポリッシュドスキン材も航空機会社が耐食性を維持するために定期的に研磨することが必要である。

スキン材では、損傷許容性を高めるために、Alcoaが高純度地金を使用して疲労き裂進展速度を遅くした2524合金を開発し、Boeing 777およびCanada Global Express(GX)の胴体外板に採用された。三菱重工業も神戸製鋼と共同で2524合金相当の2000系板材を開発し、現行の2024合金に比べて疲労寿命が約2倍に延長でき、その結果として、最大21%の薄肉化が可能であ

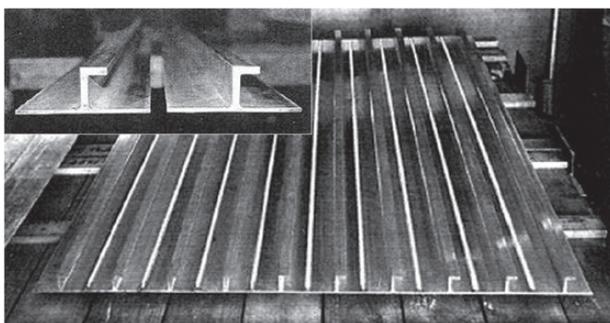


Fig. 20 Integral wing panel made by FSW (friction stir welding), (1531 mm wide, 2700 mm length), 7050 alloy extruded shapes before FSW are shown in the picture of the left shoulder ⁷⁰⁾.

ることを明らかにした⁶⁰⁾。

その他、鍛造材として、神戸製鋼は8000トン精密型鍛造プレスを導入し、鍛造方法と残留応力除去技術を確立して767の窓枠材を納入した^{61), 62)}。UACJも15000トンの大型液圧熱間鍛造プレスを導入し、2004年より航空機用大型鍛造品を製造している⁶³⁾。

4.2 航空機用合金および摩擦攪拌接合の研究

4.2.1 高靱性アルミニウム合金の研究

航空機用アルミニウム合金については、767が日本で分担生産されるということで、戦前から航空機用アルミニウム合金を製造していた住友軽金属、古河アルミニウムおよび神戸製鋼が集まって、1980～1983年「高靱性アルミニウム合金開発の研究」と題して日本航空宇宙工業会の委託研究を始めた⁶⁴⁾。また同時に、軽金属学会研究委員会でも、1981年から馬場義雄博士が部会長を務める材料・物性部会において「高強度・高靱性アルミニウム合金の諸性質」に関して産学で共同実験をし、高力アルミニウム合金開発の指針を得た⁶⁵⁾。

4.2.2 Al-Li合金の研究

Al-Li合金の研究開発は、1980年代に低密度、高強度、高剛性材料として着目され、Al-Li合金国際会議が盛んに開催された。日本でも軽金属学会材料物性部会を中心に1984年から5年間、産学共同で靱性の向上のための基礎的知見を得ることを目的として活動してきた。その成果は部会報告書「Al-Li合金」に集約されている⁶⁶⁾。さらにJRCMの「アルミニウム系新材料の高機能化に関する調査部会」の構想のもと、(株)アリシウムを設立して1989年から共同研究を開始した^{67), 68)}。1996年一応予定された範囲の研究は終了したが、2%を超えるLiを含む8090, 2090, 2091などの第二世代のAl-Li合金では靱性に問題があり、価格が高いことなどもあって、

実用化には至らなかった⁶⁶⁾。最近欧米で復活しつつある第三世代のAl-Li合金は、8090, 2090, 2091などの第二世代のAl-Li合金と比較して、Li添加量を2%以下にして、若干密度の低減効果を犠牲にして靱性を向上させているのが特徴である⁶⁹⁾。

4.2.3 摩擦攪拌接合の利用

航空宇宙分野では、FSWはまずロケット燃料タンクに採用された。続いて航空機への適用を目的とした多数のプロジェクトが立ち上がり、継手の強度や耐食性などのデータが蓄積されて来た。航空機に用いられる高強度の2000系および銅を含む7000系合金は、溶接割れ感受性が高いことから溶融溶接が困難であり、機体はリベット接合によるスキン/ストリンガー構造が主であった。最近では接合個所を減らすため、厚板から切削加工によりリブ付き部材を削り出すインテグラル構造が翼に用いられているが、厚板からかなりの量の切削屑を生じる加工であり改善が望まれていた。

住友軽金属と三菱重工業は「摩擦攪拌接合を用いたアルミ合金製大型押出部材の航空機適用化研究」を行い、代表的な航空機部材である2024, 7475および7050合金について、FSWによる大型押出部材の航空機への適用の可能性を調査した⁷⁰⁾。継手効率(継手の引張強さ/母材の引張強さ)はいずれの合金も継手効率80%以上をほぼ満足していたが、応力腐食割れや焼入れ後の曲がり等を考慮して、溶体化→FSW→時効の製造プロセスが有効であることを明らかにした。**Fig. 20**はFSWにより製造した全幅1531 mm, 長さ2700 mmの大型パネルである。リブ付きのアルミニウム合金押出形材をFSWにより幅方向に並列に接合した広幅材は、各分野でうまく利用されており、非溶融溶接であるFSWは2000系や7000系合金にも適用が可能で、航空機においてはリベットを使わない線接合が可能になるので軽量化や製造コストの点で意義は大きい。

5. おわりに

日本の20世紀における航空機用アルミニウム合金開発の歴史を述べてきたが、超々ジュラルミンやテーパーストリンガーに見られるように、アルミニウムメーカーは、戦前は海軍の要求に、戦後は機体メーカーのニーズに応える材料開発を行ってきた。

超々ジュラルミンやテーパーストリンガーは海外ではできない日本オリジナルな発明である。戦後は航空機用アルミニウム合金開発においては、航空機生産がBoeingの下請けとなり、Alcoaの特許合金をBoeingが

認定していく構図となったため、日本において航空機用新合金開発はほとんど行われなくなった。今後、機体メーカーや部品メーカーは国産の航空機を開発するにあたり、もっと材料メーカーに要望をだせばきっとそれに応える新材料を開発するであろう。材料メーカーも将来の航空機の発展を考えて長期的な展望に立って国産の航空機材料を開発すればそれは大きな果実となって実を結ぶであろう。機体メーカー、部品メーカーおよび素材メーカーがもっとしっかりと手を結んで開発していくことが世界での競争に打ち勝つことになるものと考えている。

参考文献

- 吉田英雄：住友軽金属技報, **53** (2012), 60-78.
- 吉田英雄：住友軽金属技報, **54** (2013), 264-326.
- 吉田英雄：アルミニウム技術史, 第5回～第10回, 軽金属, **65** (2015), 508-516, 590-598, 627-637, 66 (2016), 26-38, 97-106, 136-149.
- 竹内勝治：アルミニウム合金展伸材 - その誕生から半世紀 -, 軽金属溶接構造協会, 1986.
- 竹内勝治：技術の歩み, 住友軽金属工業株式会社, 1995. (非売品) 現在 (株) UACJ, 技術開発研究所図書室に保管.
- 住友軽金属年表 (平成元年版), 住友軽金属工業株式会社, 1989年.
- J. Christopher: The Zeppelin Story, The History Press (2010), 78.
- P.W. Brooks: Zeppelin Rigid Airships, 1893-1940, Smithsonian Institution Press, (1992), 176.
- <http://www.idflieg.com/junkers-fl3.htm>, ©2006 Andi Szekeres.
- 牧野光雄：飛行船の歴史と技術, 成山堂書店, (2010).
- 世界の翼別冊, 航空70年史—1, ライト兄弟から零戦まで 1900 - 1940, 朝日新聞社, (1970), 42.
- <http://www.ne.jp/asahi/airplane/museum/nakajima/nakajima.html>
- 秋本 実: 別冊航空情報, 日本陸軍制式機大鑑, 酣燈社, (2002), 36, 56.
- <http://www.boeing.com/history/products/dc-3.page>
- 吉田英雄：本誌, **1** (2014), 147-157.
- 野原 茂：零戦の系譜図, 榎文庫, 榎出版社, (2008), 9.
- 堀越二郎：零戦, その誕生と栄光の記録, カッパ・ブックス, 光文社, (1970), 角川文庫, 角川書店, (2012)
- 古峰文三：歴史群像 8月号別冊 堀越二郎と零戦, 学研パブリッシング, (2013), 54.
- 古峰文三：堀越二郎 零戦への道, 丸8月号別冊, 潮書房光人社, (2013), 81.
- 堀越二郎, 奥宮正武：零戦, 航空戦史シリーズ, 朝日ソノラマ, (1982), 学研M文庫, 学研パブリッシング, (2013).
- <http://www.mhi.co.jp/cats/airplane/photo/presea/96sento.html>
- 堀越二郎：零戦の遺産, 光人社NF文庫, (1995), 64.
- 五十嵐 勇：航空機用材としての軽合金の研究 (学位論文), (1939), 37.
- 五十嵐 勇, 北原五郎：日本金属学会誌, **3** (1939), 66-76.
- 五十嵐 勇, 北原五郎：住友金属工業研究報告, **3** (1939), 531-552.
- 五十嵐 勇：住友金属工業研究報告, **2** (1937), 1280-1294.
- 大隈 真：航空機, 機体構造材料の変遷・展望, 軽金属学会 第75回秋期大会, 超々ジュラルミン (ESD) 開発50周年記念特別講演集, (1988), 34.
- J. T. Staley: History of Wrought-Aluminum-Alloy Development, Aluminum Alloys - Contemporary Research and Applications, Edited by A. K. Vasudevann and R. D. Doherty, Treatise on Materials Science and Technology, Vol.31, Academic Press, Inc., (1989), 3.
- J. T. Staley: ICAA15, Materials Science Forum, Vol.877 (2017), 485-491.
- Boeing B-50 Superfortress: https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_B-50_Superfortress
- P. M. Bowers: Boeing B-29, Super Fortress, Warbird Tech Series Vol.14 (1999), 46.
- 住友精密工業五十年史, 住友精密工業株式会社, 社史編纂委員会, (2011), 175-216.
- R. S. Arther: The Aluminum Industry Vol.2, Aluminum Products and Their Fabrication, by J. D. Edwards, F. C. Frary and Z. Jeffries, McGraw-Hill Book Company, (1930), 192-272.
- 日本の航空宇宙工業 (平成26年度版): 一般社団法人 日本航空宇宙工業会, 2014.
- 民間航空機関連データ集 (平成26年度版): 一般財団法人 日本航空機開発協会, 2015. Wikipediaなど参照.
- 横倉潤：翔べ! YS-11, 小学館, 2004.
- YS-11物語, エアライナークラブ編, JTBパブリッシング, 2006.
- <http://nekoecraft.blog.so-net.ne.jp/2012-12-14-1>
- http://ja.wikipedia.org/wiki/ファイル:Mits_MU-2.JPG
- <http://ja.wikipedia.org/wiki/ファイル:N417KTatBNA.JPG>
- <https://www.jal.co.jp/aircraft/>
- https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_767
- https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_777
- 馬場義雄：住友軽金属技報, **29** (1988), 29-46, **31** (1990), 65-81, **41** (2000), 91-121.
- T. Uno, H. Yoshida and Y. Baba: Aluminum Alloys: Their Physical and Mechanical Properties, Vol.1, ed. by E. A. Stark, Jr. and T. H. Sanders, Jr., EMAS, 371-385.
- 住友軽金属技報：新製品紹介, 航空機ストリンガー用微細結晶粒7075合金板, **23** (1982), 120.
- 日本航空宇宙工業会：航空機部品・素材産業振興に関する研究調査, 低コスト胴体構造部品加工法の開発, 三菱重工業, 住友軽金属工業, 成果報告書, No.807 (1994), No.904 (1995).
- 箕田 正, 吉田英雄, 都筑隆之：軽金属, **49** (1999), 161-165.
- 広田和弘, 佐藤正五, 伊原木幹成, 木村隆嗣, 中村康一：三菱重工技報, **33** (1996), 158-161.
- 日本航空宇宙工業会, 革新航空機技術開発センター：革新航空機技術開発に関する研究調査, 超塑性高力アルミニウム合金の開発および一体化加工法の研究, 住友軽金属工業, 三菱重工業, No.802 (1984), No.901 (1985), No.6001 (1986).
- 日本航空宇宙工業会：航空機部品・素材産業振興に関する研究調査, Al-Li合金の超塑性材料開発, 超塑性加工法の研究, 三菱重工業, 住友軽金属工業, 成果報告書, No.105 (1987), No.205 (1988), No.307 (1989).
- 高橋明男, 都筑隆之：軽金属, **39** (1989), 224-234.
- 江藤武比古：軽金属, **49** (1999), 332-335.
- 吉田英雄：住友軽金属技報, **37** (1996), 90-98.
- 吉田英雄, 田中宏樹, 土田 信：軽金属, **39** (1989), 817-823.
- 吉田英雄：住友軽金属技報, **36** (1995), 37-46.
- 都筑隆之, 高橋明男：軽金属, **39** (1989), 824-830.
- http://blog.goo.ne.jp/boeing767_fan/e/ebcb9807f00eb82400d40ef80474a987

- 59) 日本航空宇宙工業会：航空技術水準の向上に関する研究調査，航空機用広幅長尺高力アルミ合金板製造技術の研究，神戸製鋼所，No.19(1980)。
- 60) 木村隆嗣，高橋孝幸，大西哲也，江藤武比古，中井 学：三菱重工技報，**35**(1998)，326-329。
- 61) 堀内健文，川手剛雄，上坂辰男，福塚敏夫，西本英敏：神戸製鋼技報，**32**(1982)，40。
- 62) 立松武雄，高田与男，黒崎敏夫：同上，**31**(1981)，24。
- 63) Furukawa-Sky Review, 新技術紹介，**1**(2005)，52。
- 64) 日本航空宇宙工業会：革新航空機技術開発に関する研究調査，高靱性アルミニウム合金の開発の研究，神戸製鋼所，住友軽金属工業，古河アルミニウム工業，成果報告書 No.506(1981)，No.603(1982)，No.702(1983)。
- 65) 軽金属学会研究委員会：高強度・高靱性アルミニウム合金の諸性質，研究部会報告書 No.13(1985)。
- 66) 軽金属学会研究委員会：Al-Li合金，研究部会報告書 No.21(1989)。
- 67) 金属系材料研究開発センター，アルミニウム系新材料の高機能化に関する調査部会：高比強度アルミニウム合金調査WGの調査研究報告書，(1998)，(1999)，(2000)。
- 68) 吉田英雄，内田秀俊：住友軽金属技報，**34**(1993)，87-98。
- 69) 航空機国際共同開発促進基金【解説概要24-2】，航空機用アルミリチウム合金および航空機産業の最近の動向 http://www.iadf.or.jp/8361/LIBRARY/MEDIA/H24_dokojyoho/24-2.pdf
- 70) 日本航空宇宙工業会：先端航空機部品・素材技術に関する研究調査 摩擦攪拌接合を用いたアルミ合金製大型押出部材の航空機への適用化研究，三菱重工業，住友軽金属工業，成果報告書，No.1405(2000)，No.1502(2001)。
研究(CD版)，高成形合金2013板材の開発及び低コスト構造。



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