

航空機機体材料の開発動向

伊 藤 好 二*

Status of Research and Development on the Airframe Materials

Koji ITOH

1. はじめに

誕生以来短時日の内に、急速な進歩を遂げた航空機の歴史は、材料開発の存在抜きに語ることはできない。

たとえば、航空機の発達に大きなインパクトを与えたといわれる材料開発上のイベントとして、アルミニウム合金とチタン合金の発明がある。ジュラルミンと呼ばれる高力アルミニウム合金の発明は、全金属製航空機を出現させ、その結果航続距離が飛躍的に増大し、航空機に実用輸送機関としての地位を与えた。

またチタン合金の発明は、ジェットエンジンを航空機の推進機関として、実用に供することを可能にした。

これはこの二つの合金が保有する、それぞれの特徴である軽量・高強度および軽量・耐熱高強度という、それまでの材料に無い性質を活用した結果である。

同様な視点で現在を捉えた場合、複合材料の出現によって、航空機が第三の革新期を迎えつつあるように思われる。またこのように、航空機の進歩と材料技術の関わりは密接なものであるが、21世紀を目前にした現在、新素材開発の情報が巷間に溢れており、革新的航空機出現への大きな貢献が期待される。このような状況を踏まえ、航空機用材料の最近の開発動向について述べる。

2. 民間輸送機開発における設計要求と材料技術

経済の世界的な進展に伴って、物資・人員の国際的な移動が大幅に増大し、航空機が一般大衆の交通機関として、脚光を浴びるようになった。この結果、ボーイング社の B-757, B-767 に続く B-7J7, マクダネル・ダグラス社の MD-80 シリーズ, MD-11 およびエアバス・インダストリー社の A-320, A-310 等各社は競って高性能輸送機の開発計画を進めている。

これらの航空機は、一世代前の B-727, B-747, DC-10 等に比べて、(イ)安全性, 信頼性, 耐久性, (ロ)

初期コスト, (ハ)保守コスト, (ニ)燃料経済性, (ホ)環境騒音, の各項目に対する性能向上が求められており、これらの基本仕様に基づく開発が進められている。

また米国のレーガン大統領が、1986年の年頭教書において打ち出した、オリエント・エクスプレス(極超音速機)開発構想は、“超高温耐熱構造”という従来の民間輸送機の機体構造では、全く必要としなかった新たな要求を加えることになった。

これらの要求は、いずれも材料技術が関与するものであって、つぎのような対応が検討されている。

(1)安全性, 信頼性, 耐久性:

今までの疲労設計, フェールセーフ設計(Fail safe design)に代わって、より信頼性の高い設計手法として、損傷許容設計(Damage tolerant design)が採用されるようになり、機体構造部材の破壊寿命を管理する手法が確立されつつある。この設計では、破壊力学強度(K_{IC} , K_{IC} , da/dN 等)の優れた材料が必要とされる。

(2)初期コスト:

航空機の高性能化および品質保証作業の増大に伴って、航空機の価格が高くなる傾向にある。当然のことながら、航空機の価格は製造コストに大きく支配されるから、これを低減するには、素材から部品への加工工数の節約が第一である。

この目的に対して米国の航空機産業界では、Near net shape formingと総称される新しい成形加工技術の研究が、数多く進められている。この技術の基本思想は、素材の製造段階において、少しでも製品形状に近い形に仕上げる加工技術の開発と、部品点数削減による組立て工数の低減を目的とした、複数個の部品の一体化成形技術の開発が含まれている。

(3)保守コスト:

航空機の保守コストに関係する事項は、主として使用材料の耐環境性に関するもので、各種表面処理技術の研

平成元年3月20日受付(Received Mar. 20, 1989)(依頼展望)

* 川崎重工業(株)航空宇宙事業本部技術部主幹(Aerospace Engineering Division, Kawasaki Heavy Industries, Ltd., 1 Kawasaki-cho Kagamihara Gifu Pref. 504)

Key words: aircraft structural materials; high strength steel; damage tolerant design; new aluminum alloys; near net shape forming; intermetallic compound; composite materials.

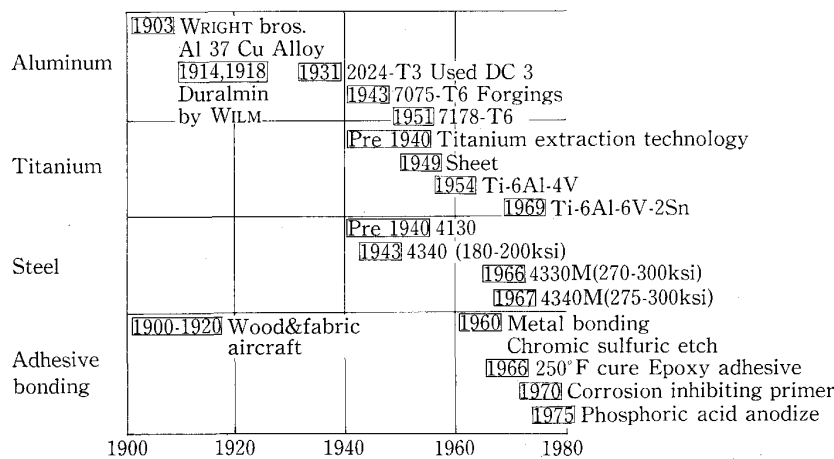


Fig. 1. An abbreviated history of structural materials for airframe.

究が行われている。

(4)燃料経済性:

1973年のオイルショック以来燃料費の高騰に対応して、航空機の運航コスト低減のため、機体構造重量の軽量化が重要な課題になっている。この問題は直接材料技術に関係する事柄であって、この目的に対し、(イ)高比強度、高靱性材料の開発、(ロ)余肉を残さない成形・加工技術の開発、が主要な研究課題として取り上げられている。

(5)環境騒音:

航空機の増加に伴って、離発着時の環境騒音が大きな社会的問題になっている。この問題に対しては、エンジン・ナセルに防振材や吸音材を使用することで対応を図っている。

(6)超高温耐熱構造:

カーボン/カーボン複合材料を基本とするセラミック系複合材料の開発が進められている。

3. 航空機用新素材の開発動向

航空機機体構造用材料の開発は、Fig. 1に示すように一貫して高強度材料を対象に進められてきたが、その結果応力腐食や水素脆性等の弊害が生じたため、最近では破壊力学強度を重視した高強度材料の研究が中心になっている。

3.1 構造用鋼

構造用鋼は、降着装置、エンジン取付け金具、フラップレール、翼胴結合金具等構造上重要な部材に使用されている。当初は、中炭素低合金鋼(4130, 4140, 4340鋼等)の焼もどし温度を下げることによって高強度化を図ってきたが、切欠き靱性が低下する等の問題が生じた。

この問題に対して、真空溶解法適用による非金属介在物の低減や、Si, V等の添加による改善を行い、4330 M, 4340 M, 300 M 鋼として、現在運航中の機体で使用さ

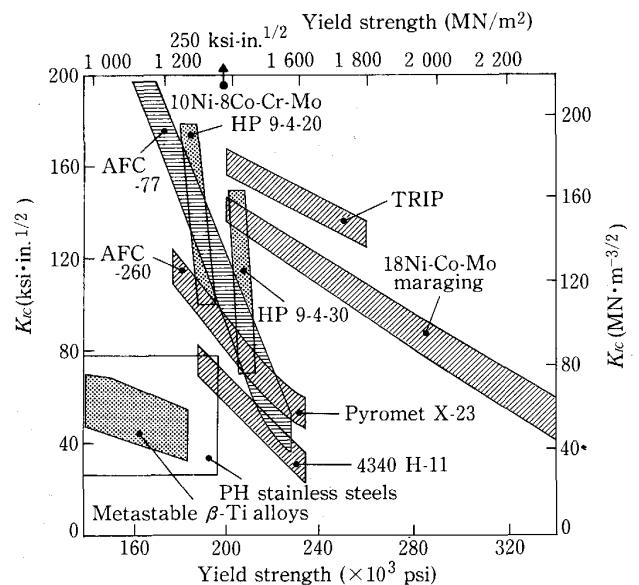


Fig. 2. Yield strength and fracture toughness of high strength steels¹⁾.

れている。

また設計面からは、安全性および信頼性向上の手段として、従来のフェールセーフ設計に代わる損傷許容設計が採用されるようになり、材料特性に破壊力学強度(K_{IC}, K_C, K_{ISCC}, da/dN)が要求されるようになった。

Fig. 2¹⁾に示すように、破壊靱性値の点からは、低合金鋼は180 kgf/mm²以上の高強度化は無理であり、TRIP鋼, 18Ni-Co-Mo鋼, HP9-4-30鋼等の中合金鋼が注目されるようになり、250 kgf/mm²の抗張力を目指した構造用鋼の開発に期待が掛けられている。

3.2 アルミニウム合金

アルミニウム合金は、現在運航中の民間輸送機において、機体構造重量の約80%を占めているが、近年樹脂系複合材料の適用が本格化するにつれて、将来的にはFig. 3²⁾に示すように、その比率が大幅に低下すること

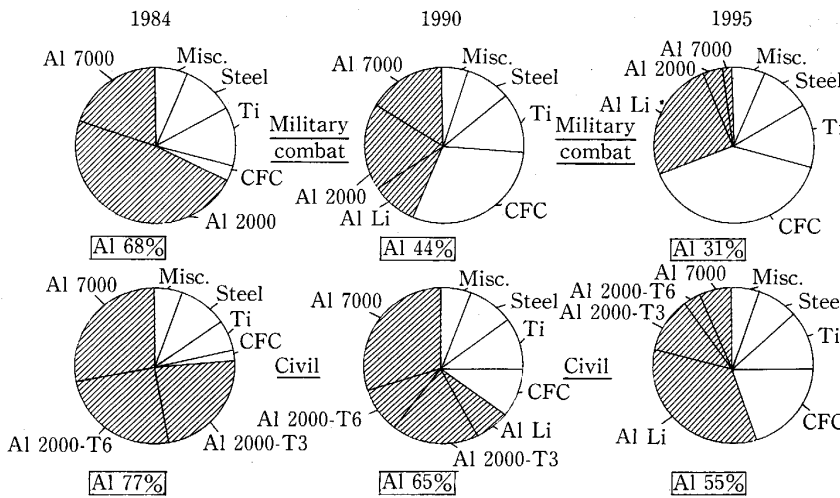


Fig. 3. Change of materials weight distribution for airframe. Dates for first introduction into service²⁾.

Table 1. Chemical composition and mechanical properties of Al-Li alloys under development³⁾.

Alloy	Composition (wt%)						Heat treatment	Yield strength (MPa)	Tensile strength (MPa)	Elongation (%)	K_{IC} (MPa \sqrt{m})	Density (g/cm ³)	Elastic modulus (GPa)	Target properties in similar alloy
	Li	Cu	Mg	Zr	Fe	Si								
Alcoa Alitalite B (2090)	1.9	2.4	<0.25	0.08	<0.12	<0.10	T8 Plate (L)	530	569	7.9	42.5	2.59	78.6	7075-T6X
	2.6	3.0		0.15										
	2.1	1.1		0.08										
Alitalite A (8090)	2.7	1.6	1.4	0.15	<0.15	<0.10	T8 Plate (L)	400	476	9	45.6	2.55	78.6	2024-T3X
	2.1	0.5		0.08										
	2.7	1.6		0.15										
Alitalite D	2.1	0.5	1.4	0.08	<0.15	<0.10	T8 Plate (L)	406	488	7.5	45.3	2.55	78.6	7075-T73X
	2.7	0.8		0.15										
	2.1	0.5		0.08										
Alcan Lital A (8090)	2.3	1.0	0.5	0.08	<0.3	<0.2	T8 Plate (L)	450	500	5.5	36	2.54		2014-T6X
	2.7	1.6		0.16										
	2.4	1.6		0.08										
Lital B (8091)	2.8	2.2	1.2	0.16	<0.3	<0.2	T8 Plate (L)	520	560	4.0	28	2.55		7075-T6X
	2.3	1.0		0.08										
	2.3	1.0		0.08										
Lital C	2.6	1.6	1.0	0.16	<0.3	<0.2	A (Partially aged) Plate (L)	400	450	5.0	45	2.54		2024-T3X
	2.6	1.6		0.16										
	2.6	1.6		0.16										
Pechiney CP271 (8090)	2.2	1.0	0.6	0.04	<0.3	<0.2	T6 (Sheet)	445	555	7	37	2.52	81.2	
	2.7	1.6		0.16										
	2.7	1.6		0.16										
CP274 (2091)	1.7	1.8	1.1	0.04	<0.3	<0.2	T651 (Sheet)	430	480	12		2.57	78.8	
	2.3	2.5		0.16										
	1.9	2.5		0.04										
CP276	3.3	3.3	0.8	0.16	<0.3	<0.2	T651 (Extrusion)	575	600	5		2.57	80.2	
	3.3	3.3		0.16										
	3.3	3.3		0.16										

が予測されている。

この現象に歯止めを掛けるため、欧米のアルミニウムメーカーにおいて、新アルミニウム合金の開発が盛んに行われている。

3.2.1 Al-Li 合金

現在開発中のアルミニウム合金のなかで、比強度、比弾性率の向上を目指した Al-Li 合金がとくに注目される。

この合金は、1950 年代に 2020 合金の記号で AA 規格に登録され、米国の海軍機に採用されたが、靱性値不足による不具合多発により製造が中止されていた。

1970 年代に入ってアルコア社が、最新の材料技術を

適用することによる性能の改善を目指して、再び研究に着手したのに刺激を受け、アルキヤン社やパシネ社等各社が競って開発に取り組むようになった。

現在開発中の合金は、Al-Li-Cu-Mg-Zr 系と Al-Li-Cu-Zr 系に大別され、Li 1~3% 添加による密度の 10% 低下と、弾性率の 15~20% 向上を目標に研究が進められている。Table 1³⁾ に開発中の代表的な合金の組成と特性を示した。

今までに発表された研究報告によれば、弾性率の向上効果以外に、7000 系合金に比べて耐食性が優れていること、超塑性特性を有することなどの優れた性質が確認されている。しかしその反面、Table 2⁴⁾ に示すように

Table 2. Heat-treatments and mechanical properties of 8090 plate⁴⁾.

Temper	Temperature (K)	0.2% proof stress (MN m ⁻²)			Tensile strength (MN m ⁻²)			Fracture stress (MN m ⁻²)			Elongation to failure (%)			RA (%)		
		L	T	ST	L	T	ST	L	T	ST	L	T	ST	L	T	ST
T351	295	196	199	162	287	289	271	324	413	302	15.6	13.2	17.0	14.9	36.5	14.0
		199	195	161	284	288	266	318	405	309	15.6	14.0	16.0	14.8	34.3	19.0
		204	195	155	292	292	267	400	425	303	14.7	13.6	15.0	33.5	43.3	20.3
	233	206	195	161	292	292	289	413	443	369	17.0	14.0	16.3	35.6	46.1	30.1
		195	191	173	280	280	302	338	418	395	12.0	13.9	18.0	28.6	44.8	31.7
		195	186	175	280	283	296	336	391	404	14.4	14.8	16.5	28.9	41.9	36.0
	183	215	208	178	313	317	297	367	444	354	19.2	14.5	16.7	28.1	46.2	27.7
		222	200	181	322	319	296	387	424	418	18.2	17.0	17.3	28.1	38.8	40.8
		238	221	183	337	355	320	400	470	433	17.2	16.7	17.4	24.7	37.0	31.9
	115	231	178	188	364	378	316	476	483	385	19.0	16.8	18.7	32.1	33.7	25.8
		231	222	184	420	409	336	550	529	382	22.0	18.8	10.0	23.7	23.8	12.2
		233	230	180	425	415	324	519	537	356	23.0	20.7	9.5	18.9	24.2	8.85
T651	295	419	409	323	490	478	431	514	506	443	5.72	5.20	3.30	5.10	5.57	2.75
		415	408	335	491	476	399	520	510	415	5.60	5.20	1.90	5.71	6.64	3.79
		441	411	350	504	479	422	549	509	432	6.60	4.40	2.50	8.39	5.83	2.41
	233	441	—	321	503	—	420	540	—	429	6.00	—	2.00	7.71	—	2.09
		416	380	321	477	455	428	521	487	437	5.80	4.52	2.50	9.13	6.47	2.07
		415	380	328	482	461	428	557	492	435	6.76	4.56	2.00	13.5	6.27	1.78
	183	433	398	356	532	504	399	572	534	405	6.60	4.40	0.50	7.29	5.55	2.74
		433	407	329	539	506	404	576	533	420	7.00	4.20	1.20	6.37	4.93	3.83
		424	416	402	562	518	409	623	546	416	6.76	3.96	0.60	9.84	5.14	1.65
	115	451	—	—	566	—	—	612	—	—	6.72	—	—	7.45	—	—
		445	417	356	611	537	407	651	566	413	9.20	4.00	1.48	6.15	5.06	1.48
		444	416	356	606	541	399	646	568	403	8.00	4.24	1.14	6.09	4.81	1.14

Table 3. Characteristics of rapidly solidified PM aluminum alloys⁶⁾.

Class	Alloy	Composition	d (g/cm ³)	Temper ^a	Room Temperature			315°C		
					UTS (MPa)	YS (MPa)	EL (%)	UTS (MPa)	YS (MPa)	EL (%)
A	7090	Al-8Zn-2.5Mg-1Cu-1.5Co	2.88	T7E71 ext	627	586	10			
A	7091	Al-6.5Zn-2.5Mg-1.5Cu-0.4Co		T7E69 ext	593	545	12			
A	CW67	Al-9Zn-2.5Mg-1.5Cu-0.14Zr-0.1Ni		T7X2 ext	614	580	12			
A	PM64	Al-7.4Zn-2.4Mg-2.1Cu-0.3Co-0.2Zr		T76 forg	600	552	6			
B	CU78	Al-8Fe-4Ce	2.95	As-forged	589	460	2.4	163 ^c	132 ^c	5.5 ^c
B	CZ42	Al-7Fe-6Ce	2.96	As-rolled	565	491	9.0	212	168	8.0
B		Al-8Fe-7Ce	3.0	As-extruded	564	457	8.0	271	225	7.3
B	P&W	Al-8Fe-2Mo-V	2.92	As-extruded	512	393	3.0	237	208	9.7
B	B014	Al-8Fe-1.5V-1.5Si		As-extruded	493	457	11.1 ^b	287	275	9.2 ^b
B	452	Al-10Fe-2.5V-2Si	2.99	As-extruded	588	566	8.6 ^b	270	256	12.3 ^b
B	481	Al-12.2Fe-1.2V-2.25Si		As-extruded	720	588	5.8 ^b	311 ^c	298 ^c	6.5 ^{b,c}
B	Alcan	Al-1.5Zr-4.5Cr-1.2Mn	2.86		536	486	7.7	235	214	—
C		Al-3Li-1Mg-1.5Cu-0.2Zr	2.49	375°C/8h	596	509	3.1			
C		Al-3.7Li	2.43		627	517	7			
C		Al-2.5Li-11Be	2.42		504	432	5.2			

^a ext=extrusion or extruded; forg=forging ^b Fracture strain ^c 343°C

高温析出硬化処理状態 (-T651) において破断伸びが低く、異方性が大きいという問題が指摘されている。これは δ' (Al₃Li) 相の粒界析出によるものといわれるが、加工熱処理等による改善が検討されている⁵⁾。

またこの他に、熱処理時の脱 Li 相の生成等材料を使用するに当たって解決すべき技術課題が残されている。

3・2・2 粉末 Al 合金

第2次大戦中に開発された粉末冶金技術は、成形材に十分な強度特性が得られなかったため、航空機の機体構造用材料として採用されるに至らなかった。しかし1970年代に入って開発された、急冷凝固粉製造技術や機械的合金化技術との複合化によって新たに見直されるようになり、Table 3⁶⁾ に示す多数の合金が開発され航空機への適用が検討されている。

これらの合金はその特性から、(イ)クラス A: 高強度

・耐食合金、(ロ)クラス B: 耐熱合金、(ハ)クラス C: 高比弾性率合金、に分類され、それぞれつぎのような開発状況にある。

まずクラス A 合金およびクラス B 合金は、高強度を必要とする結合金具や桁材等への適用が試行されている。また、クラス C 合金は、Fig. 4 および Fig. 5⁷⁾ に示すように、300°C までは優れた高温強度を示しており、将来の超音速機用材料として注目されている。

この他機械的合金化合物 (Mechanical Alloying alloy: MA 合金) として、Table 4⁸⁾ に示す組成の合金が研究されている。この合金は、Al₃C₄ および Al₂O₃ の分散強化による高強度化を狙ったもので、マトリックスの組成は強度よりも耐食性と靱性を考慮して設定されている。なおその特性は、Table 5⁸⁾ に従来合金と比較して示したが、強度および靱性共に従来合金よりも優れた値

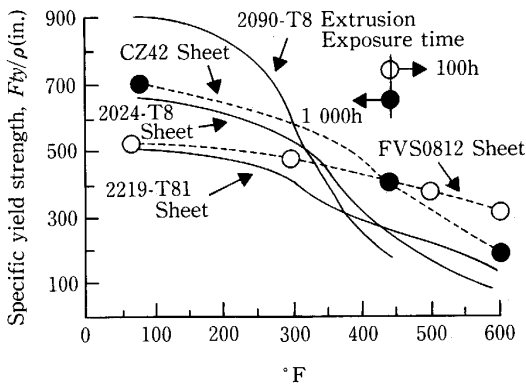


Fig. 4. Comparison of specific yield strength of PM with IM products⁷⁾.

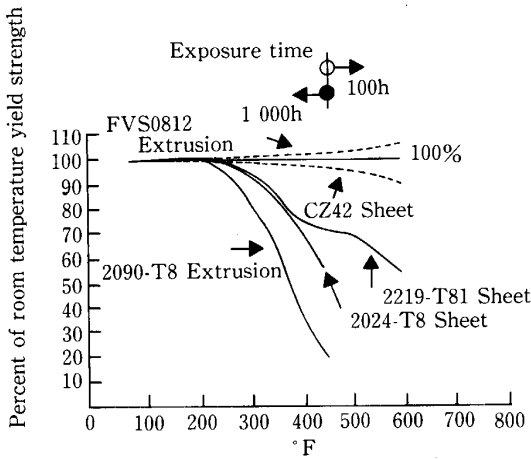


Fig. 5. Effect of thermal exposure on room temperature yield strength of PM and IM aluminum alloys⁷⁾.

Table 4. Chemical composition of mechanically alloyed aluminum alloys⁸⁾.

Alloy	C*	O*2	Mg	Cu	Li	Al
IN-9052	1.1	0.8	4.0	—	—	Bal.
IN-9021	1.1	0.8	1.5	4	—	Bal.
MA Al-Mg-Li	1.1	0.4	4.0	—	1.5	Bal.

* Present as carbide

*2 Present as oxide

Table 5. Comparison of typical properties of mechanically alloyed and ingot metallurgy aluminum alloys of similar composition⁸⁾.

Alloy	Density (Mg m ⁻³)	Dynamic elastic modulus (GN m ⁻²)	0.2% yield stress (MN m ⁻²)	Ultimate tensile stress (MN m ⁻²)	Elongation (%)	Fracture toughness (MN m ^{-3/2})
IN-9052*	2.66	74.4	390	470	13	46
5086-H34	2.66	74.4	254	324	10	—
IN-9021-T4*2(T6)*3	2.78	76.5	500(560)	570(600)	12	30(44)
2024-T4	2.78	75.1	324	468	19	32
MA Al-Mg-Li	2.57	80.6	430	500	10	30
7075-T73	2.52	—	410	480	7	33

* As-forged

*2 Forged, solution treated (500°C), cold water quenched, aged naturally

*3 Forged, solution treated (500°C), cold water quenched, aged at 135°C

が得られている。

3.3 チタン合金

航空機の機体構造材料としてのチタン合金は、比強度の点から構造用鋼の代替材料として検討されてきた。しかし素材価格が高いこと、加工性（切削性、塑性加工性）が悪く加工コストがかさむこと等のため、軍用の超音速機において空力加熱による高温強度が必要とされる場合以外、大量に使用されることはなかった。

最近のチタン合金の開発動向としては、エンジン用材料として、高温クリープ強度の向上を目的にしたものと、機体用材料として加工コスト低減を目的にしたものの二面が見られる。

後者については、Near net shape forming に適した塑性加工性の改善を目的にした新 β 型合金や超塑性合金の開発と、粉末冶金合金の開発が中心になっている。Fig. 6⁹⁾ に機械加工部について、通常の鍛造品、精密鍛造品および粉末焼結品を使用して加工する場合のコストの比較を示したが、Ti-6Al-4V 合金の粉末 HIP 焼結品がコスト的に最も低い結果が得られている。

チタン合金の粉末焼結法には、合金元素混合法 (Blended elemental method)、合金粉末法 (Prealloyed method)、急冷凝固法 (Rapid solidification technique) があるが、コスト的には合金元素混合法が最も有利である。

合金粉末法は粉末製造時に汚染を受けやすく、そのうえ粉末の製造コストが高くなる。また急冷凝固粉は、製造コスト的には高いが、たとえば Er_2O_3 を添加することによって、210 MPa 以上の降伏強度の向上が得られる等¹⁰⁾、特殊元素添加による分散強化効果のような、溶解法では得られない特性の発現が期待される。

また焼結法としては、Fig. 7¹⁰⁾ に示すように残留塩素イオンを 0.001% 以下にした粉末を使用し、CIP+HIP+Thermo-chemical treatment 処理によって、溶解法で製造した部品以上の疲労強度が得られている。

なおこれらの粉末冶金技術は、Ti-6Al-4V 合金に限らず Ti-6Al-6V-2Sn, Ti-10V-2Fe-3Al および Ti-5Al-2.5Sn 等の合金に対しても同様に適用可能である。

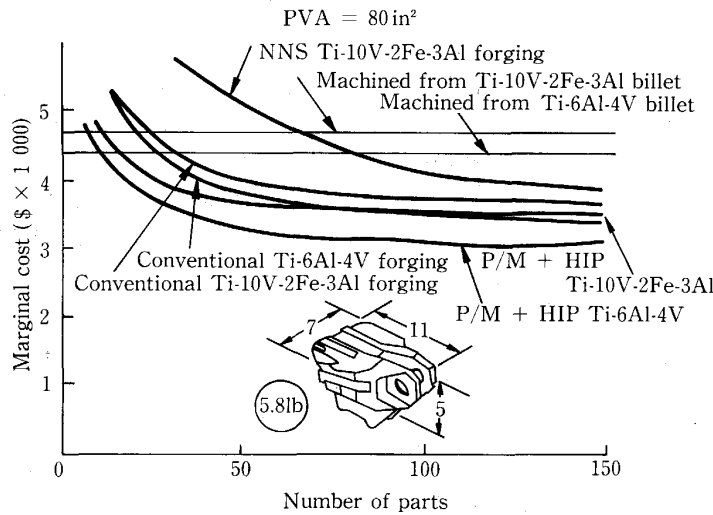
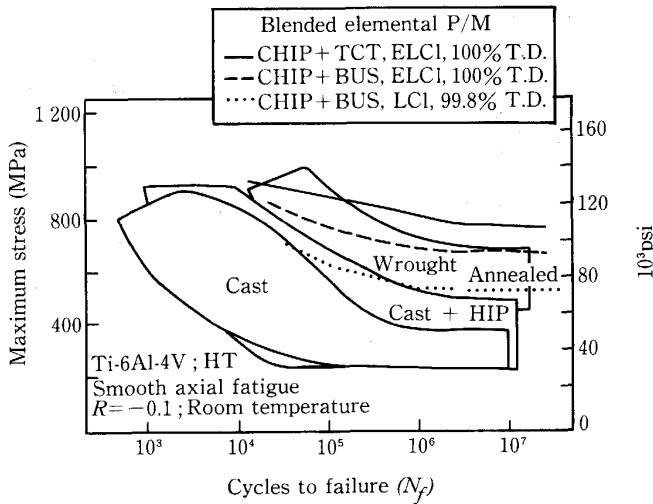


Fig. 6. Comparison of product costs of PM and IM titanium alloy parts⁹⁾.



CHIP: Cold Isostatic Pressing, Sintering and Hot Isostatic Pressing TCT: Thermo Chemical Treatment
ELCI: Extra Low Chloride TD: Theoretical Density
BUS: Broken Up Structure LCI: Low Chloride

Fig. 7. Comparison of fatigue characteristics of PM with IM Ti-6Al-4V alloy¹⁰⁾.

Table 6. Some physical properties of intermetallic compounds¹¹⁾.

Alloy	Structure	Young's modulus (10 ⁶ psi)	T _m (°C)	T _c (°C)	Density (g/cc)
TiAl	L1 ₀	25.5	1460	1460	3.91*
Ti ₃ Al	DO ₁₉	21.0	1600	1100	4.2* ²
NiAl	B ₂	42.7 ^a	1640	1640	5.86*
Ni ₃ Al	L1 ₂	25.9 ^e	1390	1390	7.50*
FeAl	B ₂	37.8 ^b	1250-1400	1250-1400	5.56*
Fe ₃ Al	DO ₃	20.4 ^c	1540	540	6.72*
CoAl	B ₂	42.7 ^b	1648	1648	6.14*
Zr ₃ Al	L1 ₂	19.6 ^f	1400	975	5.76*
Fe ₃ Si	DO ₃	39.4 ^d	1270	1270	7.25*
Co ₃ V	hex	—	1400	1070	7.92 ^{2*}
(Fe ₂₂ Co ₇₈) ₃ V	L1 ₂	—	1400	950	7.80 ^{2*}
(Fe ₆₀ Ni ₄₀) ₃ (V ₉₆ Ti ₄)	L1 ₂	—	1400	680	7.60 ^{2*}

* Calculated from lattice parameter data

*² Estimated

^a: SCHAFFRIK (1977) ^b: WOLFENDEN (1983) ^c: MORGAND *et al.* (1968)

^d: H. A. LIPSITT (unpublished) ^e: STOLOFF and DAVIES (1965)

^f: TURNER *et al.* (1978)

3.4 金属間化合物

TiAl系およびNiAl系金属間化合物は、従来材料に比べて高温比強度が優れている点が注目され、将来の軽量耐熱構造材料として研究が進められている。

これらの金属間化合物は、Table 6¹¹⁾に示す物理的特性を有していて、700~800°Cまでの耐熱材料として、ガスタービン・エンジン部品用および極超音速機の機体構造用材料として期待されている。

しかし、これらの材料を実用化するうえでの問題点として、室温における靱性が低い欠点があるが、最近この欠点を解決する技術に関する研究の成果が報告されている¹²⁾。この報告では、金属間化合物の室温靱性改善法として、つぎの方法が示されている。

(1) Microalloying (~500 ppm wt%の微量元素添加法)

(2) Macroalloying (1.0 at%以上の第三元素添加法)

(3) ミクロ組織調整法

(4) 強化繊維複合法

たとえばNi₃Alは室温における破断伸びが、0%であるが、微量のボロン元素添加によって30%に向上し、また破断形態が粒界から粒内破壊に変化する。また、NiAlに対しては0.5%程度のMoの添加が有効といわれる。

このほか、第三元素の添加と同時に、適切な熱機械的処理(Thermo-mechanical treatment)による室温靱性改善の研究が進められている。

Table 7. Comparison of fiber properties¹³⁾.

Fiber type	Specific gravity	Young's modulus (E GPa)	Strength (σ GPa)	Strain to failure (%)	Specific strength (σ/ρ)	Specific modulus (E/ ρ)	Diameter (μ m)	Highest usable temp. ($^{\circ}$ C)
E Glass	2.5-2.6	69-72	1.7-3.5	3	1.18	27.6	5-25	350
S Glass	2.48	85	4.8	5.3	1.94	24.3	5-15	300
Boron	2.4-2.60	365-440	2.3-2.8	1.0	0.88-1.08	140-191	33-140	2 000
Carbon H. M.	1.96	517	1.86	0.38	0.95	164	8-4	600
Carbon H. S.	1.8	295	5.6	1.8	3-11	164	5.5	500
Al ₂ O ₃ Dupont	3.95	379	1.38-2.1	0.4	0-46	96	20	1 000
Nicalon SiC	2.8	45-480	0.3-4.9	0.6	0.47	26	10-12	1 300
Avco SiC	2.7-3.3	427	3.4-4.0	1	1.1	116	140	
Al ₂ O ₃	3.25	210	1.8	1.17	0.55	64.6	17	1 250
Tyranno Ube	2.4	120	2.5	2.2	1.04	50	1	1 300
Nextel-3M	2.5	152	1.72	1.95	0.8	156	13	1 200
Al ₂ O ₃ (ICI)	3.3	300	2	1.5	0.8	120	3	1 000
SiO ₂	2.2-2.5	75	5.9	1.5-1.8	2.3-2.7	28.8-32	1-3	1 100
Nylon 66	1.2	<5	1	20	0.8	4.1	25	150
Polyester	1.38	<18	0.8	15	0.6	13	25	150
Kevlar 49	1.45	135	3	8.1	2.1	93	12	250
Technova-HM50	1.39	75	3	4.3	2.1	54	12	250
Spectra 900	0.97	117	3	3.5	3.1	120	38	120

From the paper "Fibre Reinforcements — Past, Present and Future" by A. R. BUNSELL of the Ecole National Supérieure des Mines de Paris

以上のように、金属間化合物の性能改善が着実に進められており、実用構造材料として使用される時期も、遠くないように思われる。

3.5 複合材料

ガラス繊維利用技術の一つとして考案された繊維強化プラスチックは、Table 7¹³⁾に示すように、ボロン、カーボンおよびアラミド等多数の高性能繊維の出現によって、先進複合材料 (Advanced composite) と総称される構造材料創製の端緒となった。

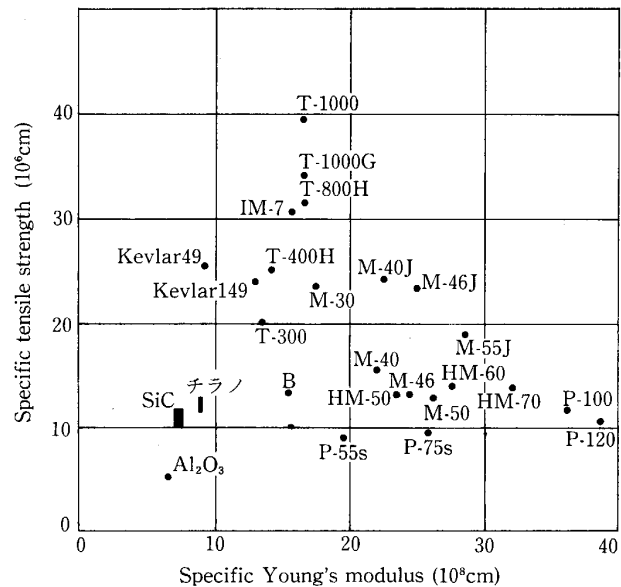
とくに、この材料の特徴である比弾性率および比強度が優れている点は、航空宇宙機器用材料として極めて魅力的であり、最近この分野における実用化が急速に進んでいる。

また、樹脂系複合材料の強化繊維として中心的立場にある炭素繊維は、PAN系 (Poly Acrylo Nitrile) 繊維が主流をなしているが、最近石油系および石炭系ピッチから製造される炭素繊維も高性能化が進み、高弾性系繊維としての地位が確立されつつある。各種炭素繊維の特性を、比強度および比弾性率の関係で評価した性能比較図を Fig. 8¹⁴⁾に示したが、このような多種類の繊維と各種材質のマトリックスを適切に組み合わせることによって、多様な性能の構造材料の出現が期待される。

3.5.1 樹脂系複合材料

樹脂系複合材料の航空機への適用は、米国の NASA が 10 年がかりで実施した ACEE 計画 (Aircraft Energy Efficiency program) によって著しく推進された。この研究は複合材料を、安全性が重視される航空機の構造に適用するのに先立って、その耐環境性を耐久性の面から評価するために行われた。

航空機に対する複合材料の適用部位は、脚扉、点検扉およびフェアリング (Fairing)[†] といった非構造部材から、エルロン (Aileron)[‡]、フラップ、ラダー等の二次



- T-1000, T-1000G, T-800H, T-400H, T-300 : Toray, PAN-based high strength carbon fiber
- M-55J, M-50, M-46J, M-40J, M-40, M-30 : Toray, high elasticity carbon fiber
- IM-7 : Hercules, PAN-based carbon fiber
- HM-70, HM-60, HM-50 : Kashima Oil, pitch-based carbon fiber
- P-120, P-100, P-75s, P-55s : Amoco Performance Products, pitch-based carbon fiber
- Kevlar 149, Kevlar 49 : Du Pont, aramid fiber
- B : Avco, boron fiber
- SiC : Nippon Carbon
- Al₂O₃ : Sumitomo Chemical Industries
- Tyranno : Ube Industries, Si-Ti-C

Fig. 8. Comparison of carbon fiber properties¹⁴⁾.

構造を経て、最近開発中の機体では、たとえば垂直離着陸機 V-22 オスプレイのように、構造重量の約 70% が

[†] 機体表面の気流の乱れを防ぐカバー

[‡] 補助翼

Table 8. Typical properties of thermoplastics¹⁷⁾.

Polymer	Structure	Dry T_g ($^{\circ}\text{C}$)	T_m ($^{\circ}\text{C}$)	Processing temperature ($^{\circ}\text{C}$)
Polyetheretherketone 150P PEEK 380P ICI 450P	Semicyrstalline thermoplastic	143	343	360-400
Polyetherketone (PEK) BASF	Semicyrstalline thermoplastic	165	365	400-450
Poly (EKEKK) BASF (Ultra Pek)	Semicyrstalline thermoplastic	173	370	420-450
Polyimide (Larc-TPI) Mitsui Toatsui Rogers	Amorphous pseudothermoplastic	250	325	~350
Polyethersulfone (HTA) ICI	Amorphous thermoplastic	260	—	400-450
Polyetherimide (Ultem 1000-6000) GE	Amorphous thermoplastic	217	—	~350-400
Polyetherimide (P-IP) Mitsui Toatsui	Semicyrstalline thermoplastic	270	380	380-420
Polyimide 2080 Lenzing	Amorphous pseudothermoplastic	280	—	350
Polyimide (Matramide 9725) Ciba-Geigy	Amorphous pseudothermoplastic	265	—	350
Polyimide (PMR-15) Hysol	Amorphous thermoset	320	—	315

* Under evaluation at BASF Structural Materials Inc.

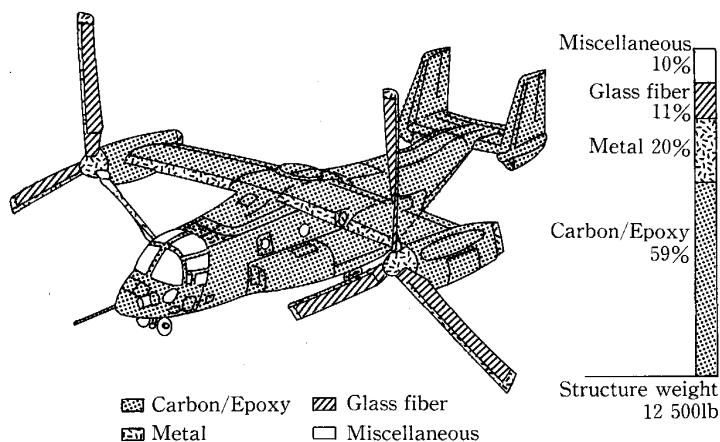


Fig. 9. Materials distribution in the body structure of V-22 tilt rotor aircraft¹⁵⁾.

複合材料で構成されており、主翼、尾翼および胴体にわたって一次構造に複合材料が積極的に使用されるようになってきた (Fig. 9¹⁵⁾。

また、複合材料が有する特徴の一つであるティラーリング性 (Tailoring)¹³⁾ と異方性を活用した前進翼型実験機 X-29 (Fig. 10¹⁶⁾) が、グラマン・エアロスペース社によって開発され、飛行試験が行われている。

このような特異な形態の航空機は、複合材料固有の特性によって初めて実現が果たされたものであり、新製品開発における材料技術の役割の重要性を示す好例である。

なお、樹脂系複合材料の需要拡大に対する課題としては、(イ)吸湿劣化性の改善、(ロ)靱性の向上、(ハ)成形コストの低減が挙げられるが、これらの課題に対しては、Table 8¹⁷⁾ に示す高性能熱可塑性樹脂をマトリックスにした複合材料の研究が進められている。

また、積層作業や二次加工作業の自動化およびオートクレープ中での硬化工程を直接モニターするシステムの開発等¹⁸⁾ に関する研究が積極的に進められている。

3.5.2 金属系複合材料

¹³⁾ 構造の強度・剛性の要求を満たすように繊維の配列を行う技術

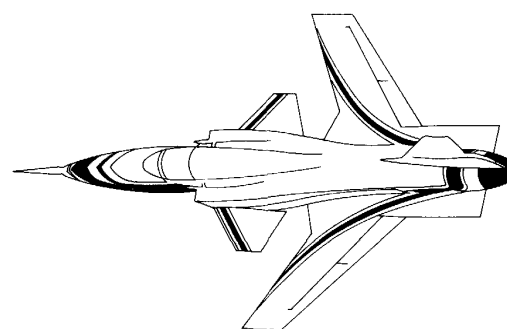


Fig. 10. X-29 test plane of Grumman Aircraft Eng.¹⁶⁾.

金属系複合材料 (MMC) は、米国 AVCO 社が B/Al 系について早くから研究に着手し、1970 年代にはスペースシャトルの胴体構造の一部にトラス構造部材として、管形状材を供給し実用化を果たした。

一般的に MMC は高温強度が優れている点、および疲労強度、寸法安定性等の特性に期待が掛けられており、航空宇宙機器分野において、Table 9¹⁹⁾ に示す材料系列の適用区分が考えられている。

また MMC は、使用する強化繊維の形態によって、長繊維系 MMC と短繊維およびウイスキー系 MMC に大別されるが、それぞれの繊維系に対する成形法として、Fig. 11 および Fig. 12²⁰⁾ に示す工程が研究対象に取り上げられている。なおこれらの MMC において、構造材料として強度が重要視される用途に対しては、長繊維系 MMC を採用する必要があるが、この場合各種形状部材への成形技術の開発が大きな課題であり、世界各国の機関において研究が進められている。

最近の報告²¹⁾ によれば、米国ではローキード・ジョージ社が次期戦闘機の垂直尾翼に SiC/Al 系 MMC 製の I 型ビームと外板を適用する方法について研究を進めている。また NASA は、SiC/Ti 系 MMC を極超音

Table 9. Potential applications of metal matrix composites¹⁹⁾.

Matrix	Fiber	Potential applications
Aluminum Magnesium Lead Copper	Graphite	Satellite, missile, and helicopter structures Space and satellite structures Storage battery plates Electrical contacts and bearings
Aluminum Magnesium Titanium	Boron	Compressor blades and structural supports Antenna structures Jet engine fan blades
Aluminum Titanium	Borsic	Jet-engine fan blades High-temperature structures and fan blades
Aluminum Lead Magnesium	Alumina	Superconductor restraints in fusion power reactors Storage battery plates Helicopter transmission structures.
Aluminum Titanium Superalloy*	Silicon carbide	High-temperature structures High-temperature structures High-temperature engine components
Superalloy Superalloy	Molybdenum Tungsten	High-temperature engine components High-temperature engine components

* Cobalt base

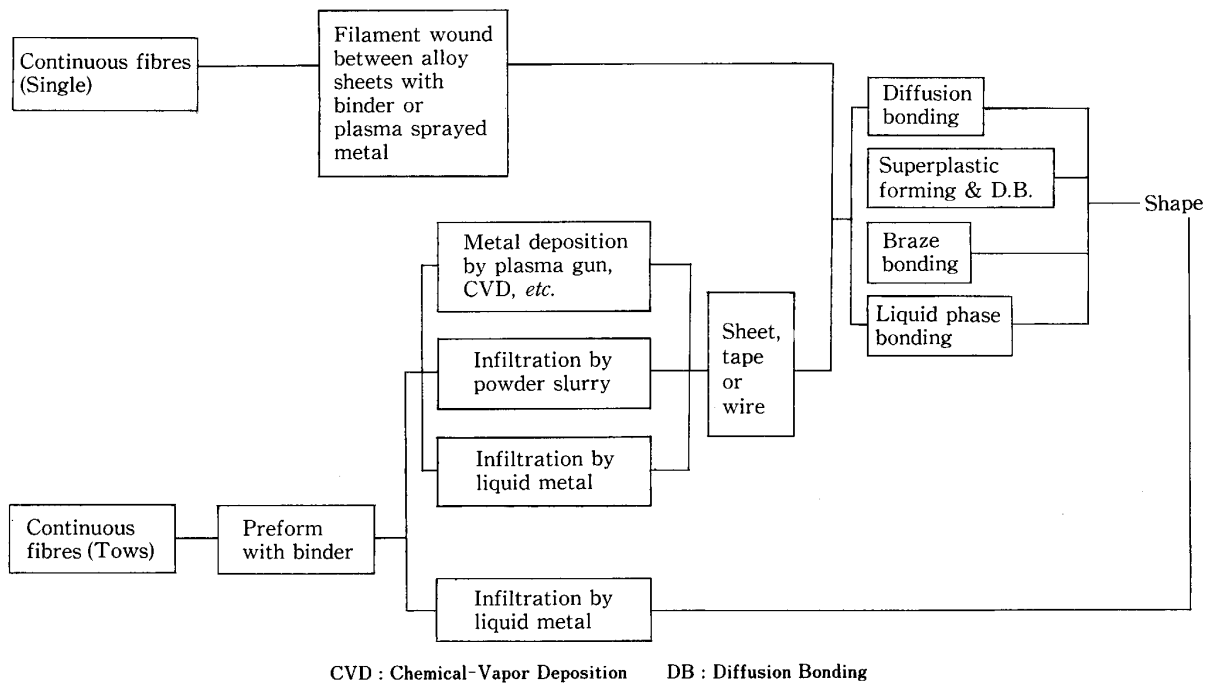


Fig. 11. Process routes for production of continuous fiber reinforced composites²⁰⁾.

速機 (NASP) に適用する研究を行っている。

一方わが国では、昭和 56 年から 8 年間の計画で通商産業省工業技術院が主催する次世代産業基盤技術研究開発制度のなかで、金属系複合材料の研究が進められてきたが、Fig. 13 および Fig. 14²²⁾ に示す優れた成果が得られており、実用化への展開に期待が掛けられている。

4. 新材料技術への期待

21 世紀に向けて航空機の分野では、機体の開発に二つの流れがみられる。その一つは航空輸送のいっそうの

大衆化に合わせた超大型機の開発であり、他の一つは国際化の進展に伴う大陸間輸送の迅速化、および宇宙開発計画に伴う宇宙空間への器材輸送に必要な極超音速機の開発である。

これら将来機の機体構成材料を M. A. STEINBERG は、Fig. 15²³⁾ に示すように予測しているが、遷音速機および超音速機いずれも複合材料が、機体の軽量化に大きな効果を挙げることが示されている。

またグラマン社の R. N. HADCOCK は、極超音速機が高度 : 27 000 m (88 000 ft)、速度 : Mach 8 で飛行したと

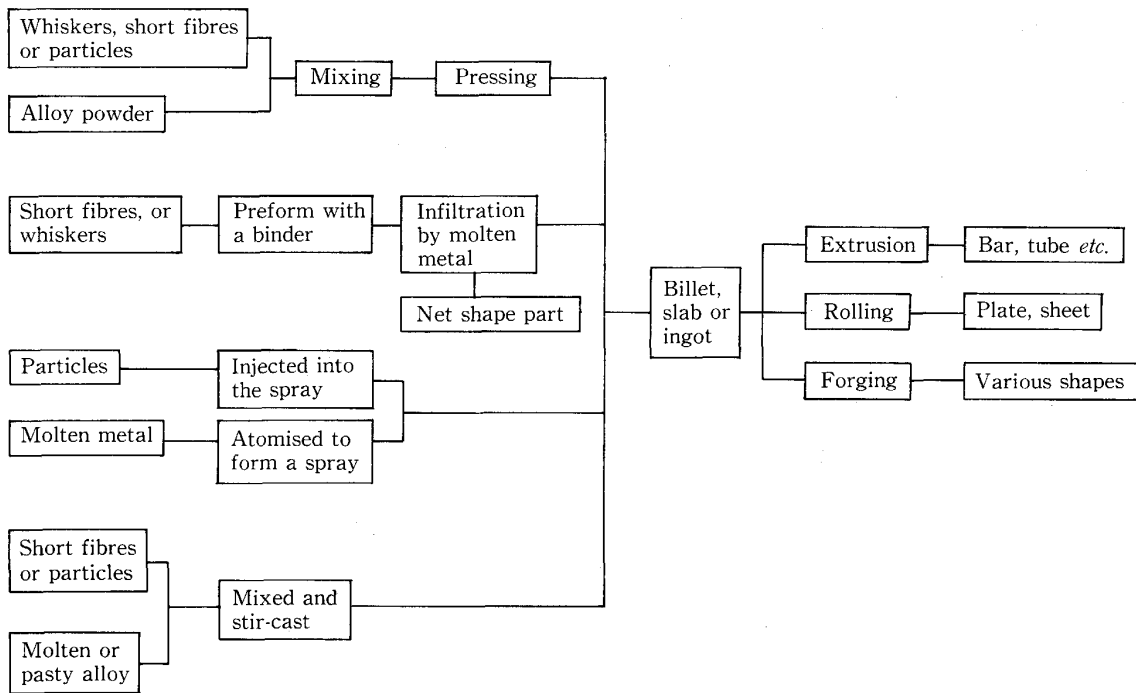


Fig. 12. Process routes for production of discontinuous fiber or article composites²⁰⁾.

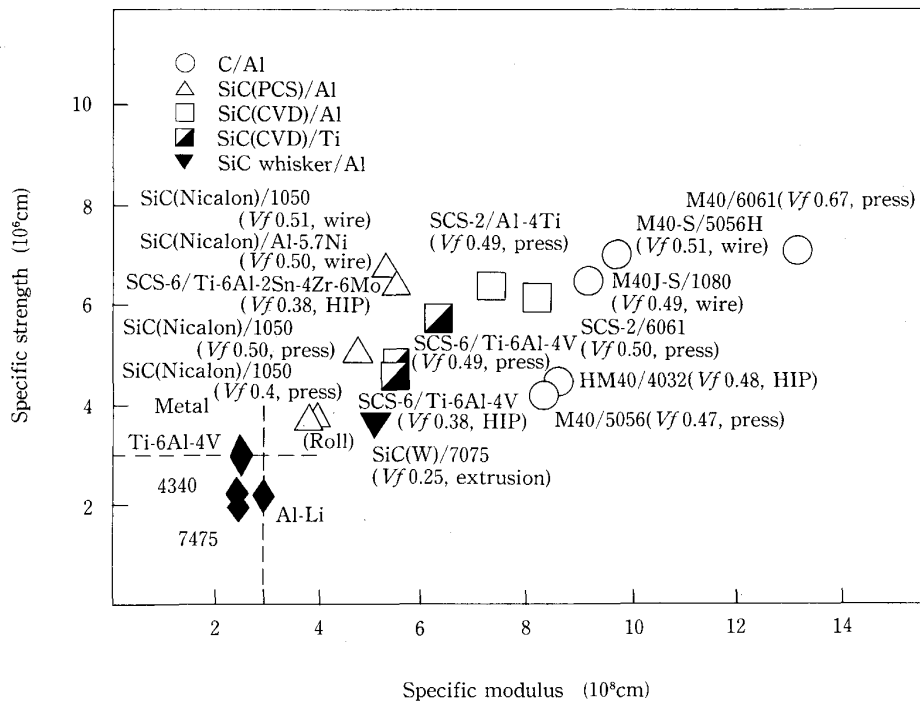


Fig. 13. Room temperature strength characteristics of MMC developed by the research project for future industries²²⁾.

きの機体表面温度を Fig. 16²⁴⁾ のように推算しており、このような高温で耐久性を有する材料としては、Fig. 17²⁴⁾ から分かるようにセラミック系複合材料以外には考えられない。

このように 21 世紀の航空機用材料は、樹脂系、金属系およびセラミック系の各複合材料が主流になることが予測されるが、いずれの材料系についても実用材料として使いこなすには、コストおよび品質を含め解決すべき

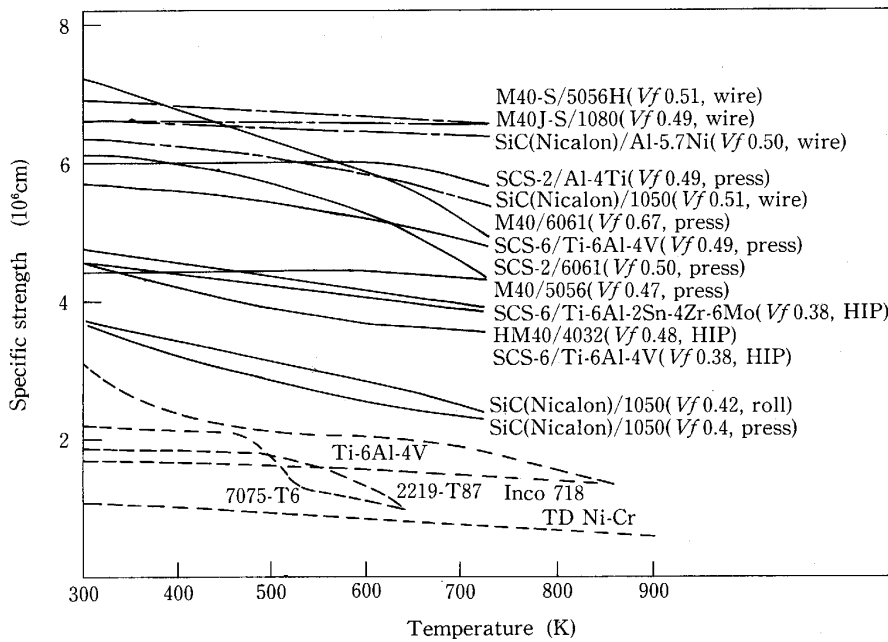
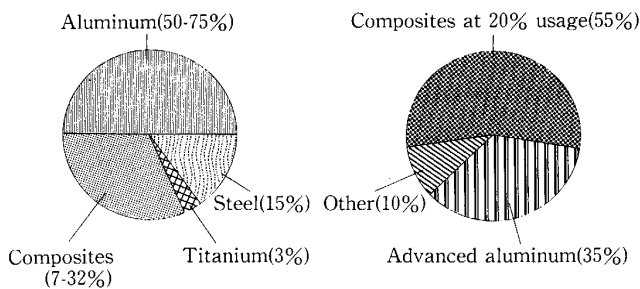


Fig. 14. High temperature strength characteristics of MMC developed by the research project for future industries²²⁾.

Subsonic



Supersonic

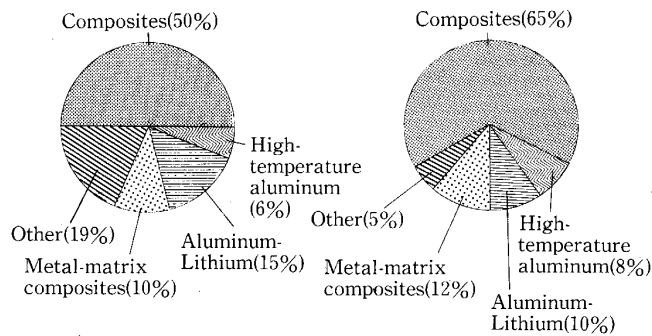


Fig. 15. Distribution of materials and weight saved by new materials in forthcoming aircraft²³⁾.

多くの課題が残されており、基礎から実用化に至る各段階の技術について、着実な研究の推進が必要である。

文 献

- 1) R. F. DECKER: ADVANCED MATERIALS & PROCESS Inc. METAL PROGRESS (1988) June, p. 45
- 2) J. FIELDING: The Present Status and Future Potential of Aluminum Alloys in Aerospace (1984) [British Alcan Aluminum Ltd.]

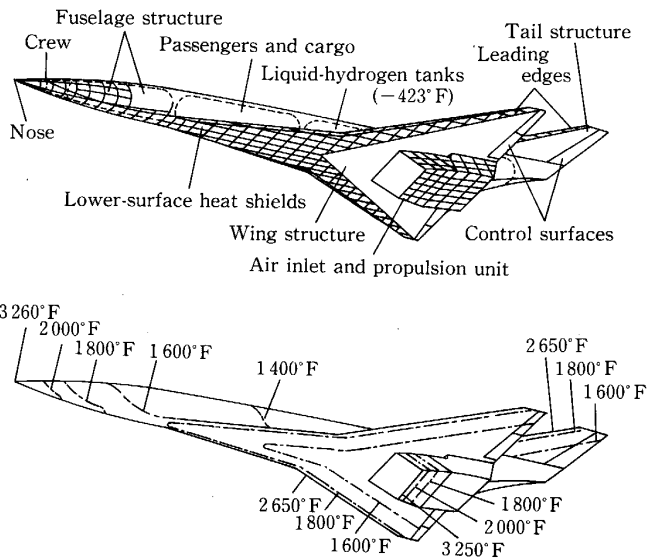


Fig. 16. Body surface temperature of space plane²⁴⁾.

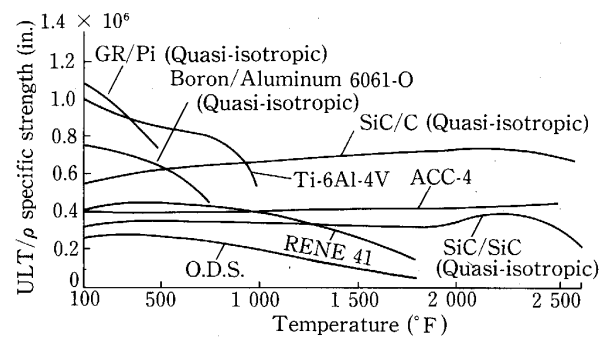


Fig. 17. Comparison of structural composite materials²⁴⁾.

- 3) 根本 実, 美浦康宏, 古川 稔: 軽金属, **36** (1986), p. 687
- 4) D. DEW-HUGHES, E. CREED and W. S. MILLER: Mater. Sci. Technol., **4** (1988), p. 106
- 5) 張 荻, 堀 茂徳: 熱処理, **27** (1987), p. 322
- 6) F. H. FROES, Y.-W. KIM and F. HEHMANN: J. Met. (1987) **8**, p. 14
- 7) R. A. RAINEN and J. C. EKVALL: J. Met. (1988) **5**, p. 16
- 8) M. J. FLEETWOOD: Mater. Sci. Technol., **2** (1986), p. 1176
- 9) C. H. ENTREKIN and D. S. CLARKSON: METAL PROGRESS (1986) **6**, p. 35
- 10) E. J. KUBEL Jr.: ADVANCED MATERIALS & PROCESS Inc. METAL PROGRESS (1987) Feb., p. 46
- 11) N. S. STOLOFF: Mat. Res. Soc. Symp. Proc., **39** (1985), p. 3 [Material Research Society]
- 12) I. BAKER and P. R. MUNROE: J. Met. (1988) **2**, p. 28
- 13) E. J. KUBEL Jr.: ADVANCED MATERIALS & PROCESS Inc. METAL PROGRESS (1987) Oct., p. 47
- 14) 日経ニューマテリアル (1988) **46**, p. 52
- 15) S. WITZLER: ADVANCED COMPOSITES (1987) July/Aug., p. 32
- 16) AVIATION WEEK & Space Technology (1985) Sept. 23, p. 100
- 17) W. C. SHUMAY Jr.: ADVANCED MATERIALS & PROCESS Inc. METAL PROGRESS (1988) June, p. 34
- 18) 伊藤好二: 第2回次世代産業基盤技術シンポジウム—金属・複合材料技術—予稿集 (1984), p. 35
- 19) S. K. VERNA and J. L. DORCIC: ADVANCED MATERIALS & PROCESS Inc. METAL PROGRESS (1988) May, p. 48
- 20) S. J. HARRIS: Mater. Sci. Technol., **4** (1988), p. 231
- 21) D. HUGHES: AVIATION WEEK & Space Technology (1988) Nov. 28, p. 91
- 22) 坂本 昭: 次世代産業技術国際シンポジウム—材料と技術革新—予稿集 (1988), p. 69
- 23) M. A. STEINBERG: SCIENTIFIC AMERICAN (1986) **10**, p. 67
- 24) S. L. VENNERI: IUPAC CHEMRAWN VI, World Conference on Advanced Materials for Innovations in Energy, Transportation & Communications (1987年5月), p. T08