

繊維強化複合材料

解説

箕田 芳郎*

Fiber Reinforced Composite Materials

Yoshio MINODA

まえがき

筆者は1942年以来幾つかの航空機の開発実務に携わり1981年から工業技術院の委託による「複合材料の研究開発」にかかわってきたので、ここでは、将来商品への応用計画立案の際の考え方の参考として航空機を中心とした構造材料としての繊維強化複合材料について私見を述べる。

1. 航空機材料の変遷

ライト兄弟の初飛行から85年、航空機材料の主流は図1¹⁾のように、木製、羽布張りの時代から木製殻構造を経て、均質で軽く加工性に富んだアルミニウム合金応力外皮構造に移って今日に至っている。続いてエンジン等の耐熱部品及び金具等の応力集中部材に高張力合金鋼

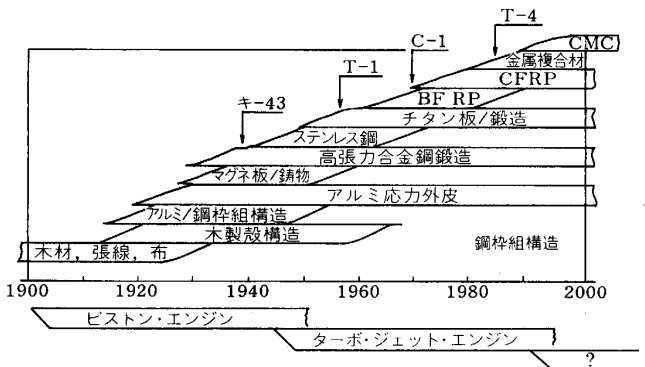


図1 航空機材料の変遷(文献1)から作成

及びチタン合金が普及し、1970年代から複合材料が台頭してきた。わが国で開発された航空機の使用材料もこの流れに乗っている。

複合材料の機体重量に占める割合は現在のボーイング767型では3%程度にすぎないが、同社のJ. M. SWIHART博士によると21世紀には80%に達する見込みであるという(図2)²⁾。

表1及び図7のとおり、在来の金属材料が7000系アルミニウム合金から、合金鋼、チタン合金と進んでも材料効率を示す比強度(強度/密度)は $3 \times 10^6 \text{ cm}$ を超えず、比弾性率(弾性率/密度)にいたってはほとんど向上が認められない。

これに対し20世紀後半の技術である有機、無機の合成繊維は繊維方向の比強度、あるいは比弾性率が桁違いに大きいので、この特性を上手に使えば格段の重量軽減が図れるほか、弾性率の方向性の活用によって負荷時の

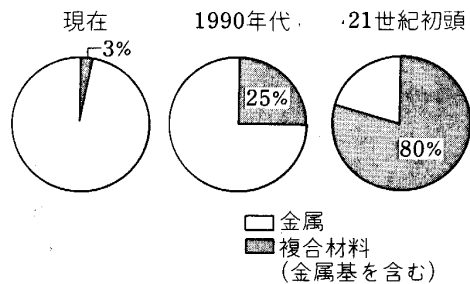


図2 航空機構造材料構成の推移²⁾

表1 材料特性の例

材 料 名		密度 (g/cm ³)	弾性率 (t/mm ²)	引張強さ (kgf/mm ²)	比弾性率 (10 ⁸ cm)	比強度 (10 ⁶ cm)
合 金	ジュラルミン 7075-T6	2.7	7	50	2.6	1.8
	チタン合金 Ti-6Al-4V	4.4	11	100	2.5	2.3
	Ni-Cr-Mo 鋼 4340HT	7.8	21	200	2.7	2.6
繊 維	ガラス Eガラス	2.6	7	350	2.6	14
	アラミド 帝人 HM-50	1.4	8	310	6	22
	炭化けい素 ニカロン	2.5	18	250	7	10
	アルミナ 住化アルミナ	3.2	25	250	8	8
	炭素 トレカ T300	1.7	24	280	14	16

平成元年1月20日受付 (Received Jan. 20, 1989) (依頼解説)

* (財)次世代金属・複合材料研究開発協会 理事 (R & D Institute of Metals and Composites for Future Industries, 1-7-2 Nishishinbashi Minato-ku, Tokyo 105)

Key words : composite material ; continuous fiber ; short fiber ; particle ; whisker ; structural material ; physical property ; application ; R & D Program on Advanced composite Materials for Future Industries.

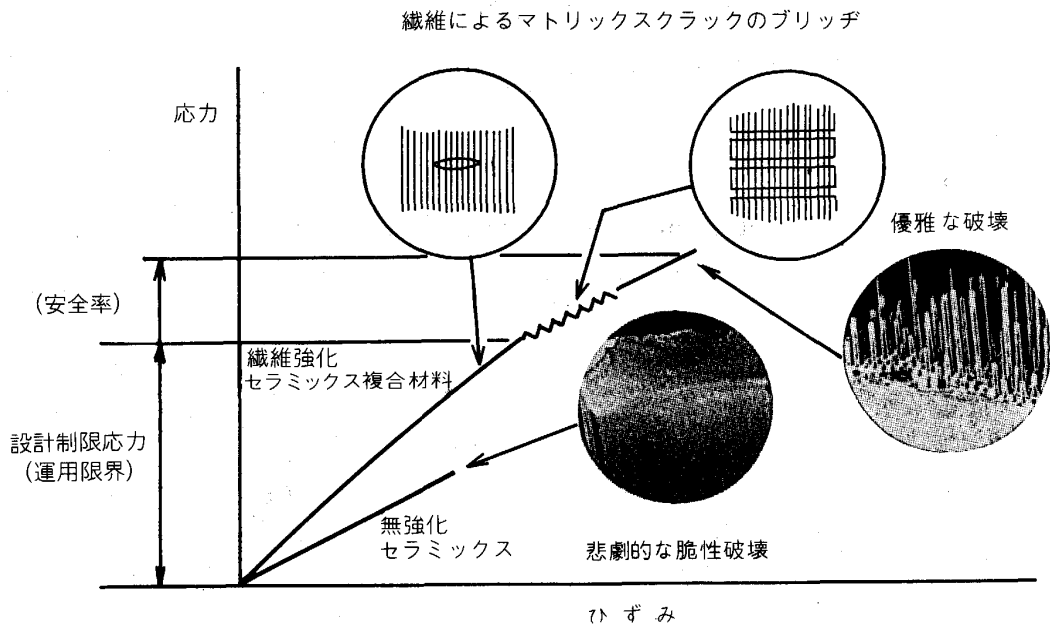


図3 連続繊維強化セラミックス複合材料の破壊形態⁴⁾

変形制御が可能となり、翼のねじれによる有害抵抗や高速時の振動発散防止などの画期的な設計技術が実現するためである。

21世紀はこのような力学特性の活用止まらずセラミックスや金属間化合物等の耐熱材料の強靱化、力学特性と物理、化学、電気特性等の最適化、熱応力の緩和等さまざまな材料設計が可能となり、まさに複合材料の時代となるものと思われる。

2. 繊維強化複合材料の基本特性

2.1 連続繊維強化複合材料

前述のように、構造材料としての繊維強化複合材料は繊維の比強度、比弾性率の優越性を積極的に活用しようとするものであり、一方向に整列した連続繊維をマトリックスで固めた複合材料がその基本形となる。

一方向連続繊維強化複合材料の力学特性は良く知られるとおり³⁾

繊維方向弾性率は

$$E_L = E_f V_f + E_m (1 - V_f) \dots\dots\dots (1)$$

繊維方向引張強さは

$$F_L = E_L \cdot \epsilon_L = \{E_f V_f + E_m (1 - V_f)\} \epsilon_f \dots\dots (2)$$

で表される。ここで添え字 f ; 繊維, m ; マトリックス, V_f ; 繊維体積含有率, ϵ ; 破壊歪みである。

構造材料として真価を発揮するのは $E_f > E_m$ の場合であり、繊維が主役、マトリックスが脇役として息の合った演技をしていることがポイントとなる。

引張強さは当然 V_f に比例する。理論的には $V_f = 100\%$ (糸そのもの) が最大となるが、圧縮荷重を受ける部材ではマトリックスによって繊維の横倒れを防がなければならない、また V_f が過大となると繊維同士の接触

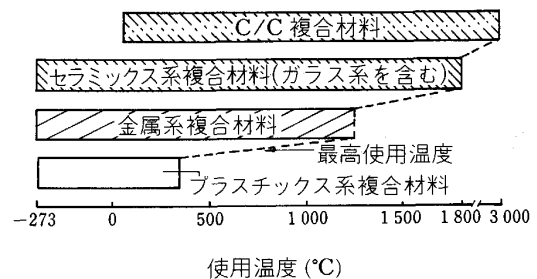


図4 各種マトリックス複合材料の使用温度範囲⁶⁾

による強度の低下が起こるので、通常 $V_f = 50 \sim 70\%$ が使いごろである。

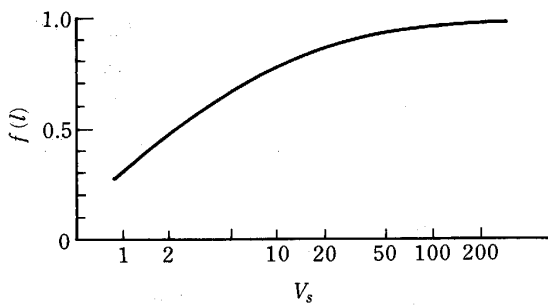
マトリックスはこの他繊維と直角方向の力学特性、外気または液体の隔離、物理、化学特性等を分担する。

繊維方向の力学特性についての設計上の考え方は脆性マトリックスである連続繊維強化セラミックス複合材料の応力-歪み模式図 (図3)⁴⁾⁶⁾ に代表される。

繊維強化複合材料は疲労強度及び破壊靱性に優れることが知られている。FRMの疲労特性については文献5)を参照されたい。

2.2 マトリックスによる複合材料の区分

繊維強化複合材料はマトリックスの種類により樹脂系 (FRP: Fiber Reinforced Plastics または PMC: Polymer Matrix Composites), 金属系 (FRM: Fiber Reinforced Metals または MMC: Metal Matrix Composites) 及びセラミックス系 (FRC: Fiber Reinforced Ceramics または CMC: Ceramic Matrix Composites) 複合材料に分かれる。基本的な違いは図4⁶⁾ のとおり耐熱温度範囲にある。耐熱温度にはマトリックスの熱分解温度、融点または昇華温度等の宿命的な限界があ



$V_s = \text{繊維のアスペクト比}/(E_f/E_m)$
 図 5 短繊維一方向強化材の効率³⁾

る。なお、実用上の耐熱温度はマトリックスの軟化、変態、酸化、繊維との反応等による複合材料特性の低下により上記極限温度よりかなり低くなる。

2.3 多軸繊維強化複合材料

構造部材は通常多軸応力下で使用されるので応力分布に応じ、一方向繊維強化シートの配向積層構造として設計される。適正な配向積層板は面内の比強度に優れるが、面に垂直方向には補強されておらず層間剝離により静的及び動的特性が低下する欠点がある。これを補う方法として、縫い併せ、ステッチ及び各種3次元織物複合材料の研究が進められている。

2.4 短繊維（粒子）強化複合材料

一方向繊維強化複合材料の力学特性の式(1)は不連続繊維についてはつぎのようになる。

$$E_L = E_f V_f f(l) + E_m (1 - V_f) \dots\dots\dots (3)$$

ここで強化効率 $f(l)$ は図5³⁾ のとおり、 $V_s = \text{繊維のアスペクト比}/(E_f/E_m)$ に依存し、 $V_s \leq 50$ になると急激に低下する。アスペクト比最小の短繊維強化複合材料は粒子分散強化複合材料である。

このような短繊維（粒子）強化複合材料の力学特性も基本的に V_f に比例するが、 $V_f = 100\%$ の極限が粒子（粉末）そのものであり、圧縮には耐えるが引張りには耐えられないことから類推できるように、この形の複合材料の特性は連続繊維複合材料とは著しく異なりマトリックスが主役、強化材が脇役として働くものとみてよい。

基本的にマトリックスの特性を生かし、強化材の添加により、耐熱性、耐摩耗性、弾性率等の向上を狙う用途に奨用される。

通常 $V_f = 5 \sim 30\%$ で十分目的が達せられ、これ以上では強化材の分散が困難になり、マトリックスの在来成形技術を生かした低コスト製品の魅力が薄れる。

また、脆性マトリックスにウイスキーを分散させることにより破壊靱性の向上が期待される（金属等靱性の大きいマトリックスを用いる場合は要注意⁵⁾）。

3. 航空機における複合材料の利得例

(1) 重量軽減の2段活用

① 燃費の向上

1980年代に米国で試作された2種の全複合材料製ビジネス・ターボプロップ機の諸元を、同級の金属機と比べると表2a, bのとおり、有償荷重（ペイロード）を一定として、複合材化による構造重量の減少分だけ機体を浮揚させるのに必要な翼面積が減少し、翼面積の減少に比例する空気抵抗の減少分だけエンジン推力、必要燃料も減少し、更に降着装置その他の装備重量も減少するので、結果的に翼面積は半減、エンジン馬力は2割減、空虚重量も半減し、材料以外の技術の進歩の寄与を含め、燃料石油1l当たりの航続距離が倍加（燃料消費量が半減）している。

② 積荷の増加

垂直離着陸機 AV-8（ハリヤー）では主翼の CFRP 化による重量軽減分を翼面積の増加に当てた結果、表3のとおり同一エンジン推力で有効搭載量が44%増し空虚重量の1.3倍の目方を持ち上げられるようになった。

(2) 斬新外形設計の創出

米空軍/NASA で試作した未来技術研究機 X-29 は主

表 2 複合材料の利得例（ビジネス機）

a

機 種	構造材	総重量 (kg)	翼面積 (m ²)	馬力 (Hp)	空虚重量 (kg)
King Air ; B200 Commander ; AE1000	軽合金	5 670	28.15	850×2	3 419
		5 080	25.95	820×2	3 183
平 均		5 375	27.05	835×2	3 301
Lear fan ; 2100 AVTEK ; 400	CFRP KFRP	3 334	15.13	650×2	1 860
		2 495	13.10	680×2	1 368
平 均		2 915	14.12	665×2	1 614

CF : 炭素繊維 KF : ケブラー繊維

b

機 種	座席数	燃料搭載量 (l)	航続距離 (km)	燃費率 (km/l)
King Air ; B200 Commander ; AE1000	8	2 059	2 502	1.21
		1 453	2 526	1.73
平 均		1 756	2 514	1.43
Lear fan ; 2100 AVTEK ; 400	9	946	2 687	2.84
		1 092	4 183	3.83
平 均		1 019	3 435	3.37

表 3 複合材料の利得例（垂直離着陸機）

要 目	機 種	AV-8A (金属主翼)	AV-8B (GFRP 主翼)	-8B/-8A
翼面積		18.68 m ²	21.37 m ²	1.14
エンジン (RR ベガサス) 推力		9 750 kgf	9 750 kgf	1.0
重 量	最大離陸	11 430 kg	13 494 kg	1.18
	基本運用空虚重量	6 140 kg	5 861 kg	0.95
	(差引)最大有効搭載量	5 290 kg	7 633 kg	1.44
	機内燃料	2 295 kg	3 402 kg	1.48
	(差引)最大乗員・機材量	2 995 kg	4 231 kg	1.41
最大有効搭載量/運用空虚重量		0.86	1.30	1.51
空輸航続距離		1 850 nm	2 060 nm	1.11

翼の CFRP の繊維方向を翼の前進角より更に大きく設計した結果、高速時のダイバージェンス(ねじれの発散)を防止し、金属機では困難だった運動性の良い前進翼機を実現した。

(3) 部品数の激減

上例のビジネス・ターボプロップ機では全金属製の場合、組立部品数は通例 2500~3000 個といわれているが、最新の全複合材料機 Beech starship では 1500 個に減っており、組立工数の半減が達成されている。なお前出の AVTEX 400 ではハンドレイアップながら、組立部品数はわずかに 56 個であった。

4. わが国で生まれ育った繊維強化先進複合材料

4.1 強化繊維

先進複合材料 (ACM) の代表的強化繊維である PAN 系炭素繊維が大阪工業技術試験所の発明、PITCH 系炭素繊維が群馬大学、九州工業技術試験所の発明にかかることは周知のとおりであるが、そのほか東北大学の発明にかかる炭化けい素系繊維、住友化学工業(株)のアルミナ繊維、帝人(株)のアラミド繊維等々わが国で生まれ育った先進繊維が目白押しである。

4.2 工業技術院「次世代複合材料」の開発⁷⁾

4.2.1 制度のあらまし

(1) 研究の目的

1990 年代に発展が期待される産業のための基盤技術として“軽量で目的用途に応じた強度、剛性、耐熱性等の特性を発揮する繊維と樹脂または金属との複合材料 (FRP, FRM) を開発すること”を目標に、先導的応用分野を大型宇宙構造物、航空機構造、タービンエンジン及び自動車構造と想定し、主として国産繊維を強化材と

表 4 工業技術院「複合材料の研究開発」目標性能

		目 標 値	
樹脂系複合材料 (FRP)		①耐熱温度 250°C 以上 (強度保持率 90%)	②引張強度 240 kgf/mm ² 以上
金属系複合材料 (FRM)		①耐熱温度 450°C 以上 (強度保持率 90%)	②引張強度 150 kgf/mm ² 以上

1. 目標値は標準試験片による。
2. 目標値に対する信頼度 90%。

して構造用耐熱複合材料の開発及び用途開発を目指し、比剛性、比強度の方向性の積極的活用、一体化構造による生産性信頼性の向上などを合わせた“-設計-素材-成形-品質評価-”にわたる一貫研究で、国立 6 試験研究所と延べ 3 大学、12 企業の分担により 1981 年度から本年 3 月まで 8 年計画で実施された。

(2) 目標性能

基本計画では構造用耐熱複合材料の開発の目安として表 4 の目標性能を掲げている。

4.2.2 成果の概要

(1) 目標性能の達成

目標性能として掲げられた耐熱温度の決定は手間がかかるので、十分条件として室温及び目標温度における標準試験片による引張強さの統計処理を行い信頼度 90% の下限値 (B 値) を求めた結果は表 5 のとおり目標性能の達成が実証された。

(2) 開発された新技術

つぎのような高性能複合材料中間素材及び成形基礎技術が開発された。

1) 高性能 FRP 一方向中間素材及び成形技術

①炭素繊維/エポキシ樹脂系; 設計温度 200°C, 在来品なみの成形性

②炭素繊維/ポリイミド系; 設計温度 250°C, 硬化温度 300°C 以下, 成形圧力 10 kgf/cm² 以下

③炭素繊維/ポリキノキサリン系; 設計温度 250°C, 硬化温度 300°C 以下

2) 高性能 FRM 素材及び成形技術

①PAN 系炭素繊維束及び炭化けい素 (ニカロン) 繊維

束にアルミニウム合金を均一に含浸した複合ワイヤ (ユーザーは基本的にアルミニウム・ワイヤとして取扱い可能)

②開発された高性能素材及び輸入炭化けい素繊維/Al 及び Ti 系複合材料の適正成形技術

3) 関連技術

先進複合材料の設計・評価技術及び設計基本データの蓄積

4.2.3 成果の位置付け⁸⁾

表 5 繊維方向引張強さ

材 料 系			樹脂系複合材料 (FRP)		金属系複合材料 (FRM)		
			目標値	T400/NTIO-2B シート V _f =70%	目標値	SiC(NICALON)/Al-5.7Ni ワイヤ V _f =50%	SCS-6/Ti-6Al-4V シート V _f =50%
温 度			室 温		室 温		
強 さ	平均値	kgf/mm ²	—	270	—	173	203
	B 値	kgf/mm ²	240	251	150	158	155
温 度 °C			250		450		
強 さ	平均値	kgf/mm ²	—	263	—	172	180
	B 値	kgf/mm ²	216	246	135	154	170

NTIO-2B : Nadimide Terminated Imide Oligomer-Type 2B

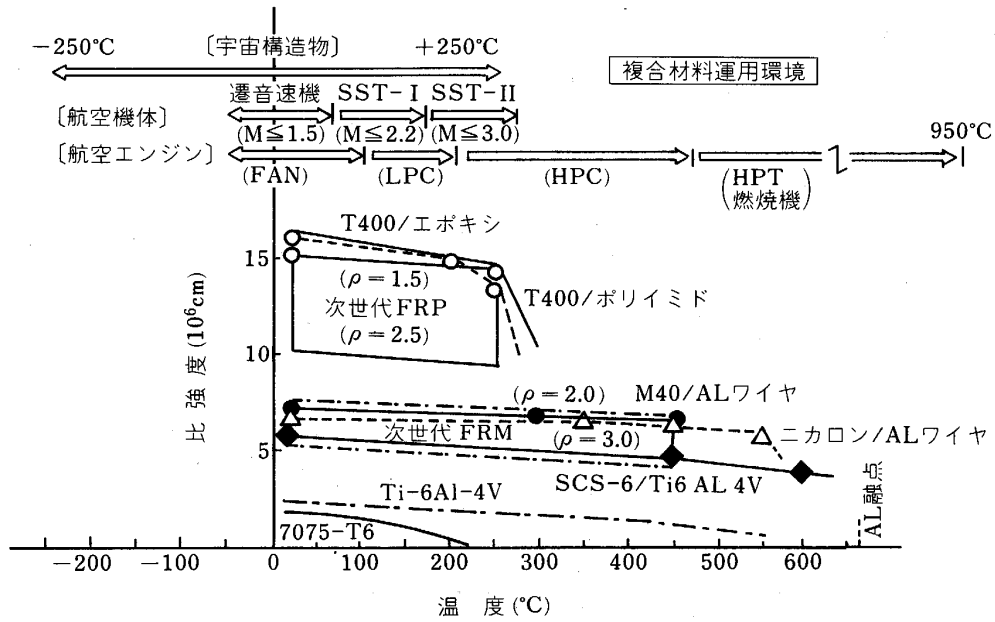


図 6 次世代複合材料の耐熱性⁸⁾

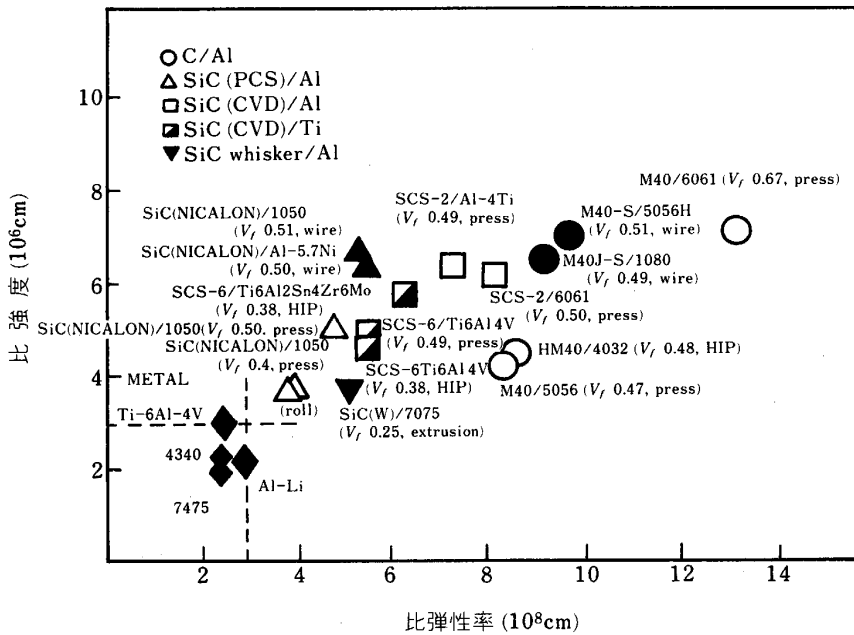


図 7 次世代複合材料の比強度/比弾性率⁸⁾

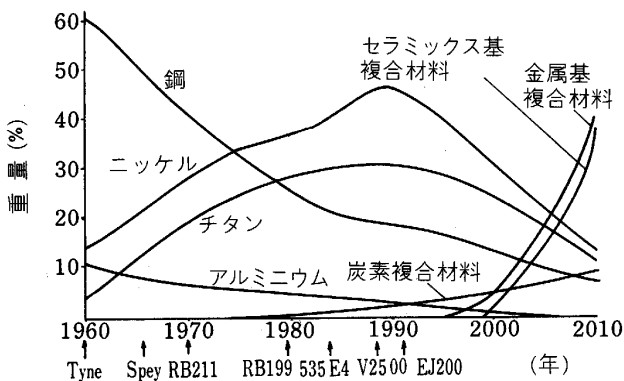


図 8 航空エンジン材料の変遷 (RR)¹⁰⁾

開発された材料系を在来材料と比較すると図6のとおり、比強度は使用温度 200~250°C までは FRP が圧倒的に強く、450°C までは繊維強化アルミニウムが、それ以上では繊維強化チタンが有利である。また図7から一方向 FRM の比弾性率は高性能金属材料の 2~3 倍であり、圧縮、耐振部材としても有望と思われる。

5. 複合材料の応用例

(1) 宇宙開発

人工衛星では厳しい重量軽減要求で紙細工のように繊維巧緻な CFRP 構造が普及しているが、米国で低軌道運航に伴う遊離酸素の衝突による劣化対策として炭素織

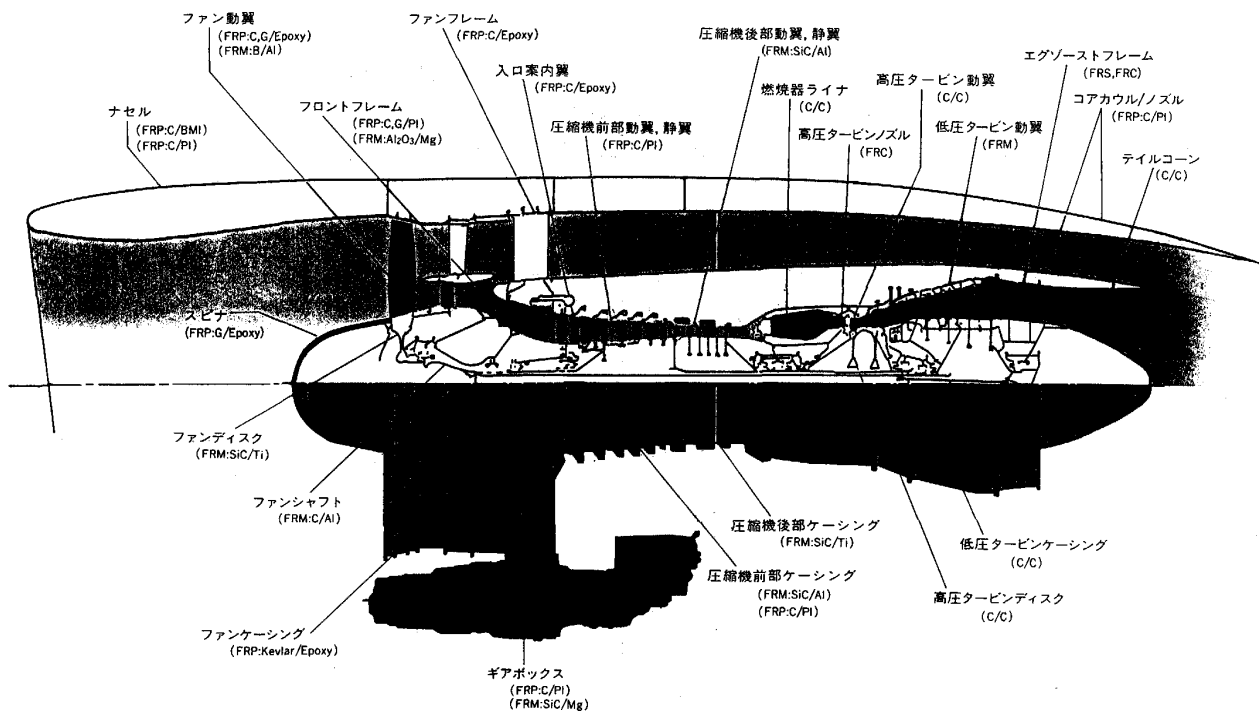


図9 複合材料の航空エンジン部品への適用の可能性¹⁰⁾

維強化 Al または Mg の実用化研究が急速に進んでいる。また古くスペース・シャトルの貨物室床受支柱に抜群の比剛性を持つポロン繊維強化 Al 管が使われていることも有名である。

(2) 航空機及び航空エンジン

航空機⁹⁾については前述のとおりであるが、特に航空エンジン¹⁰⁾は部材の運用温度が -60°C (吸入空気) から 1000°C 以上 (燃料ガス) に分布するので、図8, 9のように今後耐衝撃対策、耐エロージョン・コーティング技術等の追従に従い FRP, FRM 及び CMC の有望な潜在市場として期待される。

(3) 自動車¹¹⁾

FRP 化は欧米が先行し、特に CFRP の寸法安定性が、バルブカバーやオイルパン等のエンジン部品に浸透している。また、日産 100 台の規模までの全複合材料車体の生産技術が確立しつつある。FRM の採用はわが国が先鞭をつけ、1982 年のトヨタ自動車(株)による FRM インサート実用ピストンの発表は世界に衝撃を与えたものである。

(4) その他

レジャー、スポーツ、医療、土木建築等民生分野における先進繊維強化複合材料の応用はわが国の独壇場である。

ま と め

繊維強化複合材料は有機、無機の先進繊維の卓越した

比弾性率、比強度を活用できるので、有機、無機のマトリックスとの適正な組合せにより、21 世紀の先導的構造材料として期待される。今後、着実な実用化に向けて信頼性、耐久性の確保及び生産性の向上についての周辺技術のいっそうの進歩が望まれる。

文 献

- 1) 門屋正臣: 航空機と設計技術 (1981), p. 99 [大河出版]
- 2) J. M. SWIHART: Aeronautical Developments For The 21st Century, 50th WRIGHT Brothers Lectureship in Aeronautics (1987), p. 28 [AIAA]
- 3) 森田幹郎, 金原 勲, 福田 博: 複合材料 (1988), p. 13 [日刊工業新聞社]
- 4) J. A. DICARLO: Fiber-Reinforced Ceramics, Promises, Problems, and Progress, 次世代産業技術国際シンポジウム (1988), p. 223 [(財)次世代金属・複合材料研究開発協会]
- 5) 平野一美: 第 20 回機械技術研究所講演会資料 (1988), p. 61 [(財)日本産業技術振興協会]
- 6) 香川 豊: 応用機械工学 (1987), p. 166
- 7) 第 6 回次世代産業基盤技術シンポジウム-金属・複合材料-(1989), p. 193 [(財)次世代金属・複合材料研究開発協会]
- 8) (財)次世代金属・複合材料研究開発協会要覧 (1988), p. 5
- 9) 昭和 63 年度複合材料次世代技術動向調査研究 (下) (1989), [(財)次世代金属・複合材料研究開発協会]
- 10) 昭和 62 年度複合材料次世代技術動向調査研究 (下) (1988), [(財)次世代金属・複合材料研究開発協会]
- 11) 昭和 61 年度複合材料次世代技術動向調査研究 (1987), p. 195 [(財)次世代金属・複合材料研究開発協会]