注) TPR: 熱可塑性樹脂, TSR: 熱硬化性樹脂
GP: 汎用グレード, HP: 高性能グレード品
カット=炭素繊維複合による効果^{1a)}

1. ま え が き

米国の先端材料の開発では、情報産業機器、宇宙航空産業を中心に最近とくに革新技術への研究投資が活発に行なわれている。この中でも高分子材料は金属、無機セラミックス材料とともに素材産業を支える材料として期待されており、コンポジット材料の開発は、その主流となっている。この分野では多様性に富む高性能材料の開発手段としてアラミド/炭素繊維/ポロニトリド/シリコンカーバイド/セラミック繊維などの補強繊維のハイブリッド化やハニカム、シート状の多層化が行なわれ、繊維補強プラスチック材料、繊維補強金属材料など、複合材料として新しい機能や性能向上をねらった重点化が進められている。

本稿では米国における高分子先端複合材料の最近の動向について、NASA など宇宙航空関係の技術をはじめ、SAMPE などの学会発表も含め概観する。

2. 高分子先端複合材料の開発動向

繊維強化材料の複合効果については、補強繊維および界面のサイジング剤ならびにマトリックス樹脂によって、線型複合効果のほかに非線型 2 次効果、分散効果、界面効果などが検討されている。先端材料の用途には、構造部材としての極限条件における耐久性が要求される。とくに、導電性、自己潤滑機能、耐熱性、耐摩耗性、機械特性、寸法安定性、化学安定性などが

Recent Development of Advanced Composite Materials in the United States of America

高分子 33 巻 8 月号 (1984 年)

米国の先端複合材料の開発動向

依田直也

Naoya Yoda, 東レ (アメリカ) Inc.

実用上からも重要である。2 次効果は耐摩耗性に反映されるが、分散効果は熱変形温度、電気、熱伝導性、摩耗係数、加工特性と密接な関係がある。さらに界面効果はぜい性破壊など母材系によって重要な因子である。カットに炭素繊維の複合による効果と性能の相関性をまとめて示す^{1a)}。ポロン繊維、炭素繊維(CF)^{1a, b)}、アラミド繊維²⁾、炭化ケイ素繊維³⁾ は比強度、比弾性率が金属、ガラスに対して格段に高く、その値は金属、ガラスの数倍になっている。宇宙、航空用途を中心とする米国の伸びは著しく、1980~1990 年の 10 年間の伸びは、CF コンポジットで 32%、アラミド (Kevlar) 15%、ガラス繊維 6.5%、その他無機繊維すなわちセラミック、ポロン、高純度シリカ、クォーツ、炭化ケイ素については 41% の成長率が予測されている。1981 年の全需要量は CF の場合、米国 63%、日本 22%、欧州 10%、その他 4% となっており 1,250 t/年の実績があった^{1b)}。CF プリプレグの米国の需要は 1985 年では 3,200 t と予測されている。先端複合材料の需要の推進力は米国市場にあり、今後さらに重要性が高まるであろう。

3. 補強繊維の高性能化

米国の場合、アラミド繊維は du Pont, ガラス繊維は OCF, PPG, セラミック繊維は 3 M, ICI, 炭素

依田直也 東レ (アメリカ) Inc. (280 Park Avenue, New York, N.Y. 10017 U.S.A.)
副社長・工博
昭和 29 年名古屋大学工学部応用化学科卒, 31 年米国ハーバード大学大学院卒, 32 年東レ中央研究所入社, 基礎研究所, 開発研究所主任研究員, 樹脂研究室長, 本社部長を経て, 54 年米国駐在, 現職となる。
<趣味> ゴルフ, 水泳, クラシック音楽, 読書など。

表 1 米国高性能無機繊維と開発製品およびメーカー

繊維	米国主なメーカー	主要用途
(1) クォーツ ^{c)}	J.P. スチー ブンス, アルファ	航空機/宇宙機 器, 電気部品
(2) シリカ ^{a)}	HITCO, ハー キュレス	電機部品, 宇宙 航空機, アスベ スト代替
(3) ボロン ^{b)}	AVCO, CTI	金属, プラスチ ック補強材
(4) 炭化ケイ素 ^{b)}	AVCO	同 上
(5) セラミック ^{b)}	3 M, ICI 他	アスベスト, シリカ代替
(6) アルミナ ^{b)}	DP, 住化	アルミニウム補 強材

a) 企業化, b) 開発段階, c) フランスからの米国への輸入

表 2 Charpy 衝撃エネルギー (単一方向コンポジット, アラミド, 炭素繊維 (高伸度糸), 20%ケブラーハイブリッド) と可鍛指数の比較^{a)}

	全エネルギー (E)	可鍛指数 (DI)
	ft-lb/in ² (10 ⁵ Jm ⁻²)	
Kevlar 49 アラミド繊維	114 (2.4)	1.6
炭素繊維 (高伸度糸)	3.8 (2.4)	0.0
ハイブリッド (20%ケブラー)	30.5 (6.4)	6.0

繊維は UCC, Hercules, Celanese のほかに Armco (HITCO), Great Lakes, Stackpole の各社が生産, 販売している。先端複合材料用特殊繊維のメーカーと主要開発用途をまとめて表 1 に示す。宇宙航空関係および 1972 年以来戦闘機, ミサイル, ロケットなど軍用用途における性能向上を目標に開発が進められた。アメリカ航空宇宙局 (NASA) ではこれらの革新技術を民間航空機の開発に技術移転するための ACEE (Aircraft Energy Efficiency) 計画が設定され, 民間への波及効果が着実に, 輸送機器材料に浸透してきている。

先端複合材料 (Advanced Composite Material) の中では, ボロン/アルミニウム, ボロン/エポキシの優れた高弾性率, 耐熱特性および耐疲労特性が注目されている。ボロン/エポキシ積層板^{d)} は米空軍機 F-14, F-15, F-111 に実用化されている。

先端複合材料は実用化初期の 2 次構造材から主翼や尾翼など 1 次構造材へと使用範囲が拡大されており, 技術進歩の著しい分野はハイブリッド構造材の設計である。たとえば炭素繊維とアラミド繊維のハイブリッド構造の最近の研究では, du Pont の Wardle⁵⁾ がコンポジットの耐衝撃強度を ① 局部破損時の強度,

図 1 単一方向コンポジットの Charpy 衝撃エネルギー (E) と可鍛指数 (DI)

図 2 CF 積層板およびケブラー繊維/エポキシコンポジットの比破壊強度の角度 θ 依存性⁷⁾

と ② 荷重下の破壊吸収エネルギーの 2 因子から解析して報告した。

単一方向 Kevlar コンポジット charpy 衝撃エネルギー (E) と可鍛指数 (DI, ductility index) を荷重と時間の関数として図 1 のようにプロットし, 積分値 (1), (2) 式により求める⁶⁾。

$$E = \int Fv dt \quad (1); E = E_i + E_p \quad (2)$$

E_i : 開始段階エネルギー

E_p : 成長段階のエネルギー

Charpy 衝撃エネルギー (E) をアラミド繊維 (Kevlar 49) と CF および 20% Kevlar/CF ハイブリッドで比較し可鍛指数 (DI) を示めすと表 2 のとおりである。DI はハイブリッド (20% Kevlar) 構造では Kevlar 単独の約 4 倍に向上することがわかる。また, 炭素繊維/エポキシ樹脂積層板と Kevlar/エポキシ樹脂積層板の比破壊強度の角度 θ 依存性を測定した結果を図 2 に示す。CF/Kevlar ハイブリッド構造によって, 衝撃破壊許容値と構造強度の最適化をはかることが可能である。このように CF/Kevlar ハイ

表 3 K-ポリマー/高伸度 CF (AS 4) 積層板の Quasi-isotropic 衝撃後の圧縮強度¹¹⁾

衝撃エネルギー /in-lb/in	繊維容 積 %	厚み /mil	圧縮強度 /psi	伸度 /%
2,000	61	208	39,500	0.62
2,000	61	186	41,300	0.62
2,000	61	196	44,400	0.68

Dent 長 35~42 mil

ブリッドにより適性化が可能であることから, Boeing 社 Vertol 型ヘリコプターの胴体後部の被爆破壊耐久性向上のためのクラック-アレスターとして一方向 3 インチテープバンドに 응용されている⁷⁾.

カリフォルニア大学 Dharan 教授らは, 炭素繊維/アラミド繊維ハイブリッド積層板のボルトベアリング強度について, 最近一連の研究を報告している⁹⁾. コンポジットの設計を最適化することにより Kevlar 67 % 含有 (CF 33%) コンポジットがベアリング強度向上の相乗効果を示すことを見いだした.

4. 耐熱マトリックス樹脂の技術動向

複合材料には補強繊維の界面とマトリックス樹脂の接着層に適合性のよいサイジング剤が不可欠である. 航空機 1 次構造材として有効に用いられるためには, 加工性ととも耐熱性向上, 耐衝撃性, 圧縮強度, 耐吸湿性, 80~90°C 吸湿時の強度低下の小さいことなどが要求される. エポキシ系 130°C 硬化型と 180°C 硬化タイプのなかで, 高温タイプはテトラグリシジル-4,4'-ジアミノジフェニルメタン (TGDDM) など 4 官能性エポキシと硬化剤としてジアミノジフェニルスルホン (DDS) などが, 補強繊維の界面サイジング剤との適合性が優れており, 一般に用いられている. この系はガラス転移温度 (T_g) が高く, 引っ張り強度, 圧縮強度などの物性のバランスがとれているため, 航空機用途に用いられている. 耐熱性プリプレグ用としては, 1) ジグリシジルエーテルビスフェノール A (DGEBA) と 4,4'-ジアミノジフェニルスルホン (DDS), 2)

表 4 K-ポリマ/0/90 炭素繊維織布積層板の機械特性¹¹⁾ (繊維含量 (%) 59, $T_g=201^\circ\text{C}$)

機械特性	測定温度/ $^\circ\text{C}$	測定値/psi
曲げ強度/psi	23	121,000
	93	104,000
曲げ弾性率/psi	23	9.4×10^6
	93	9.3×10^6
短ビームせん断強度/psi	23	12,300
	93	10,700

DGEBA と $\text{BF}_3 \cdot \text{MEA}$ (モノエチルアミン), 3) エポキシ酸無水物とテトラグリシジルメチレンジアニリン-NMA (ナジシメチルアンヒドリド), および 4) エポキシ芳香族アミンとエポキシノボラック-MDA (メチレンジアニリン) の熱変形温度が 1) 175°C , 2) 174°C , 3) 250°C , 4) 200°C と高く, CF コンポジットに検討されている⁹⁾.

耐熱性ポリイミド樹脂はビスマレイミド (BMI) 系付加型イミドがエポキシ樹脂と同じレベルの硬化条件に改良されてきている. すなわち 180°C で硬化し, 230°C で後処理することにより, 200°C の耐熱性の成形品が得られる. 耐熱ポリイミド樹脂の成形性改良, 品質向上の研究が米国において盛んである. 1984 年 SAMPE 会議では新規マトリックス樹脂の研究としてポリイミド技術について 5~6 編の報告が発表されている¹⁰⁾. また, du Pont の Gibbs は新しい炭素繊維用マトリックス樹脂として K-ポリマー (新規非晶性の熱可塑性ポリイミド) をこの会議で発表している¹¹⁾. ガラス転移点 210°C , ポリマー単体の引っ張り強度 15,100 psi (23°C), 11,700 psi (93°C), 引っ張り弾性率 345,000 psi (23°C), 321,000 (93°C), 伸度 6.4% (23°C), 5.1% (93°C) の物性値が発表されている. K-ポリマー/高伸度 CF (AS-4) 積層板の衝撃後圧縮強度は表 3 に示すとおりである. また, 表 4 に K-ポリマーと炭素繊維織布 (0/90) の 23°C , 93°C の機械特性をまとめて示した. 新しいタイプの耐熱マトリックス樹脂として注目してよい.

PMR ポリイミドはノルボルネニル基を含むジカル

ボン酸モノメチルエステル (ME) を (3) 式の反応で MDA, BTDE モノマーとメタノール水溶液中で反応させたものである。得られる PMR ポリイミドを熱硬化させる。第 1 世代 PMR-I 型樹脂が PMR-15 (TRW) として上市されている^{12)~16)}。第 2 世代 PMR は PMR-II 型樹脂を NASA が開発し、改良研究が活発に行なわれている^{17), 18)}。

最近, Boeing の Sheppard らは PMR-15 の炭素繊維コンポジットの熱処理サイクルを 288°C から 302°C ないし 316°C まで上昇させて最適化を検討している¹⁹⁾。316°C 以上では逆 Diels Alder 反応が起こり熱分解を伴う。また, CIBA Geigy の Zahiv はビスマレイミド (BMI) に *o,o'*-ジアリルビスフェノール A (DAB) を用い, 180°C, 200°C, 250°C で熱

処理を 9 時間行なった。モル比 1.0/0.87 の XU 292 System II が優れた機械特性, 耐熱性を示し, 従来のエポキシ系に比べると耐熱機械特性がすでに向上している²⁰⁾。NASA-Langley の St. Clair らはシロキサン残基を含むビスマレイミドを合成した。低キュア温度, 高接着性などの特長を報告している²¹⁾。ポリイミド-ポリスルホンの交互共重合体の合成²²⁾および NASA-Ames 研究所の Parker らによるビニルスチリルピリジン改質ビスマレイミドの検討が行なわれている²³⁾。一方, Stenzenberger らは (4) 式に従って BMI にメタアミノ安息香酸ヒドラジド (MABH) を作用させてプレポリマーを合成した。キュア温度 140~150°C の低温加圧条件を検討した²⁴⁾。また, 耐溶剤性向上をねらってポリスルホンポリイミドの研究も行なわれている²⁵⁾。ポリエチルエーテルケトン (PEEK) は機械特性, 低吸湿性が優れ, 宇宙航空機用にプリプレグの形で評価されている²⁶⁾。

NASA-Lewis 研究所主催の耐熱ポリマーマトリックス会議 (1983 年 3 月) では 38 の報告があり, PMR-15 の応用加工と加工製品物性についても詳細が報告された²⁵⁾。特に, BMI マトリックス樹脂には適正な炭素繊維用サイジング剤の必要性が指摘されている。

E_0 : 実験開始時の弾性率

E_n : 相当する疲労サイクルテスト後の弾性率

図 3 CF 繊維/PEEK と CF 繊維/エポキシ樹脂の耐疲労性の比較

熱可塑性樹脂は各種エンジニアリング樹脂とかポリフェニレンスルフィドなど耐衝撃性, 成形性および加工性が優れているので, マトリックス樹脂として有望視される。Hartness (Dayton 大学) は PEEK と炭素繊維の複合材料が CF/エポキシ樹脂よりも耐疲労性, 耐吸湿特性, 強靱性に優れていることを発表しており注目されている。CF/PEEK プリプレグは, APC-1 (Aromatic Polymer Composite) の呼称で ICI から出されており, APC-1/AS-4 その他 CF 積層板の 72~350°F における層間はく離強度, 強伸度特性が図 3 に示すように CF/エポキシ樹脂よりも優れていることが示されている²⁶⁾。また, 疲労挙動は Weibull 分布式

$$R(n) = \exp \left[- \left(\frac{n}{N} \right)^\alpha \right] \quad (5)$$

α : 形状因子

N : スケール因子 (疲労寿命特性値)

により, 各強度レベルについて算出し, CF/エポキシ樹脂に比べて耐疲労性が優れていることを実証した²⁷⁾。このほか CF ポリベンズイミダゾールのミサイル部材への応用が McDonnell Douglas 社から発表されている²⁸⁾。

5. 生産加工技術, 品質規格とデータバンクの動向

先端構造複合材料の各種プリプレグの比強度と比弾性率をプロットし, 全体の分布をながめると図 4 のとおりである。上部とくに右上部分が高強度/高弾性コンポジットで占められるが, ボロン/エポキシプリプレグ, CF/エポキシプリプレグおよび Kevlar/エポキシプリプレグがこの中に入る。前節で述べた CF/K ハイブリッド構造部材も相乗効果を適性化することにより, 新しい用

途が展開できよう。

米国の繊維供給サイドと高性能マトリックス樹脂メーカーのタイアップによるプリプレグ業界の技術水準の向上が今後の新機能部材の市場創出にきわめて重要であろう。表5にポリイミド、エポキシ樹脂など前述の先端マトリックス樹脂の製造メーカーのリストをまとめた。これらマトリックス樹脂メーカーと繊維メーカーのタイアップと同時に、米国プリプレグ製造メーカー（表6）との効率的な協同作業が先端複合材料の革新技術およびプロセスを開発するために、今後ますます重要となるう。

宇宙航空機材料について、1次構造物材として使用されるためには、品質の向上と安定化が特性上きわめて重要視されており、約20年間の長期品質保証が要求される。たとえば補強繊維についても、強度、弾性率、織度の変動率を3%以内に収めるよう規制されている。開発の成功例としてビスマレイミド系PMR樹脂のマトリックス樹脂としての応用例と米国関係官庁、契約会社名をまとめて表7に示す⁸⁰⁾。

Boeing社によれば、1985～95年には音速以下で飛ぶ航空機はACMを65%（重量）まで応用可能と考えており、この目標も不可能ではないと考えてよからう。米国では1973年オイルショック以降、weight-save, cost-saveのドライブがかかり、先端複合材料の市場要請に応じて大型航空機へのACMの利用率が高まっている。たとえばBoeing 767に導入されたACMは炭素繊維、Kevlar、ガラス、ハイブリッドについて図5に示すように各航空機部材に実用化された。Boeing公表データによると応用部品として用いられる金属材料の総重量（1.64 t）のうち34.4%の軽量化（565 kg）がACMによって可能になったとしている。

最後にコンポジット成形加工技術、自動化プロセスおよび品質規格と基礎ACMデータ物性値のコンピュータによるデータベースシステムの問題に触れておこう。米国では大型MXミサイル胴体（MXキャニスター）、スペースシャトル、人工衛星、ロケットモーターケースで代表される大型成形品のフィラメントワインディング（FW）技術が急速の進歩を遂げている。

たとえば米ロケット（トライデン）のモータハウジ

図4 先端構造複合材料の各種プリプレグの比強度と比弾性率の相関性²⁰⁾

表5 米国高性能マトリックス樹脂とその米国メーカー

マトリックス樹脂	米国メーカー
(1) ポリイミド	{du Pont, Chemtronics, Rhone-Poulenc, Upjohn, Monsanto, TRW, ACC
(2) エポキシ樹脂	{Shell Chemical, Dow Chemical, Celanese, Ciba Geigy, Reichold
(3) フェノール樹脂	{UCC, Hooker Chemical, Plenco
(4) ポリビニルエーステル	{Dow Chemical, Shell Chemical
(5) ポリエステル	USS, Reichold
(6) ポリフェニレンスルフィド	Phillips, Petroleum

表6 米国の付加型ポリイミドプリプレグ材料メーカー

メーカー	ビスマレイミドプリプレグ	PMR-15樹脂タイプ	LARC-160プリプレグ
Ferro	テープ	テープ	テープ
Fiberite	ガラス成形コンパウンド	テープ	テープ
Hexel	テープ	テープ	テープ
U.S. Polymeric	テープ	テープ	テープ

注) テープ：織布と単一方向繊維テープ

ングや、MXミサイルのロケットモーター部材（直径2m）にみられるように、大型の成形技術が確立している。Goldworthy, McClean Andersonなどの専用機械メーカーにおける開発により、多軸化、大口径化などの成形加工技術が新規材料開発と相俟って急速に進歩している⁸¹⁾。

表 7 ビスマレイミド系耐熱ポリイミドのマトリックス樹脂 (PMR) 技術の応用例とプロジェクト⁸⁰⁾

No.	航空部材項目	米官庁	契約会社
1	JT 8D リバース スタングフュリ ング	NASE-LeRC	McDonnell- Douglas
2	F 404 ダクト	NASA-LeRC /海軍	General Electric
3	鋼鉄エンジンピ ームシールド	NASA-LeRC	Hughes
4	用役ミサイル	国防省	Boeing
5	超音波風洞	空 軍	Hamilton Standard
6	QCSEE-内部コ ール	NASA-LeRC	General Electric
7	シャトルオービ ト胴体フラップ	NASE-LeRC	Boeing
8	P & W F-10 ダクト	空 軍	Composites Horizons
9	誘電絶縁 (Tokamak)	エネルギー省	Grumman

注) LeRC: Langley 研究センター

カーボン(C) ハイブリッド(H)
ガラス(G) <ケブラー>(K)

1,530 kg の複合材料が使用され, 560 kg 重量軽減された。1 t/機の CF が使われている。

図 5 BOEING 767 の構造材料

今後航空機部材の生産技術の進歩にともない, ACM 製造プロセスにおける品質管理, 信頼性向上が重要になってくる。これには非破壊試験による全数検査が必要になり, X線法, 超音波診断プロセスの開発も進んでいる。新型ロボットの導入, 自動カッターの設置およびプリプレグのオートレイアップ機の導入など ACM の生産技術がさらに進歩するとともに, 他の輸送機器部材とくに自動車への波及効果も, コスト/パフォーマンスの適正化に応じて, 今後数年の間に大きな進展を遂げるものと期待される。

さらに機能性材料の品質向上, 信頼性と規格標準化が工業部材として重視されよう。日進月歩の先端材料の各種物性データをコンピュータデータバンクのシス

テムに組入れることが重要である。各種物性データのコンピュータハンドブックとして, CDA プロダクツデータベース⁸²⁾を活用することも必要であろう。Battelle 研究所 H. Mindlin⁸³⁾ならびに西独 VDEH 研究所 (Düsseldorf) G. Dathe⁸⁴⁾らが複合材料データベースの検討を行っており, 今後の動向に注目したい。

この分野は, 日米欧の国際協力の成果が期待できる技術課題であり, 新しい先端構造材料の技術創出によって日本の国際化への道に貢献することを期待して止まない。

6. ま と め

21 世紀の材料革命の一側面を担う先端複合材料の技術開発に期待されるところが大きい。今後とも, 材料メーカーと需要家との密接な共同作業が材料の信頼性向上, コンピュータデータバンクなどの標準化とともにきわめて重要な役割を果たすことになる。今後, 欧米とわが国の共同開発プロジェクトの展開などの国際協力によって, わが国が果たすべき役割も大きいであろう。

文 献

- 1a) 大谷杉郎, 奥田謙介, 松田 滋: 炭素繊維改訂新版, 近代編集社 (1983)
- 1b) 上田伸夫: プラスチックスエージ, **29**, 75 (1983)
- 2) 楠田 隆: *ibid.*, **29**, 80 (1984)
- 3) 石川敏功, 寺西春夫: *ibid.*, **29**, 80 (1984)
- 4) G. Lubin: Handbook of Composite, Van Nostrand Reinhold, (1982) p. 192
- 5) M.W. Wardle.: 5th Kevlar Technical Symposium p. 5 (1984) Reno, Nevada, U.S.A.
- 6) P.W. Beaumont, P.G. Riewald, C. Zweeken: ASTM Symposium of Composite Materials, ASTM STP 568, ASTM, Philadelphia, PA (Sept., 1973)
- 7) D.G. Harding, T.W. Griffin: Composite Design Technology, 5th DOD/NASA Conference, **2**, NADC 8109~60 (Jan. 1981)
- 8) K.H. Dharan, 他: 29th SAMPE National Symposium p. 124, 130, 138, 146, 1499 (1984)
- 9) G. Lubin: Handbook of Composites, Van Nostrand Reinhold (1982) p. 75
- 10) SAMPE, Papers, 3A p. 381 (1984): *ibid.*, 5A, p. 1034 (1984)
- 11) H.H. Gibbs: 29th SAMPE National Symposium, 5A, **29**, p. 10 (1984)
- 12) O.T.T. Serafini, P. Delvigs, G.R. Lightsey: *J. Appl. Polym. Sci.*, **16**, 905 (1972)
- 13) T.T. Serafini, P. Delvigs, G.R. Lightsey: U.S. Patent 3745149 (July 10, 1973)
- 14) T.T. Serafini, P. Delvigs: *Appl. Polym.*

- Sympos.*, 22, 89 (1973)
- 15) T. T. Serafini, in: Proceedings of the 1975 International Conference on Composite Materials, ed. by E. Scala, Vol. 1, AIME, New York (1976) p. 202
 - 16) P. Delvigs, T. T. Serafini, G. R. Lightsey: NASA, TN D-6877 (1972)
 - 17) T. T. Serafini, R. D. Vannucci, W. B. Alston: NASA, TM-71894 in Proceedings of the 21st SAMPE National Symposium (Apr. 1976)
 - 18) T. L. St. Clair, R. A. Jewell: Proceedings of the 23rd SAMPE National Symposium (May 1978)
 - 19) C. H. Sheppard: 29th SAMPE National Symposium, 29, 381 (1984)
 - 20) Sheik Zahiv: *ibid.*, 29, 392 (1984)
 - 21) S. Mandgal, T. L. St. Clair: *ibid.*, 29, 437 (1984)
 - 22) R. C. Johnson, 他: *ibid.*, 29, 447 (1984)
 - 23) M. S. Hsu, J. A. Parker, 他: *ibid.*, 29, 1034 (1984)
 - 24) H. D. Stenzenberger: *ibid.*, 29, 1043 (1984)
 - 25) NASA-Lewis, High Temperature Polymer-

- Matrix Composites Conference (Mar. 16~18, 1983)
- 26) John T. Hartness: 29th SAMPE National Symposium, 29, 459 (1984); 27th SAMPE 27, 26 (1982); *ibid.*, 28, 535 (1983)
 - 27) John T. Hartness, R. Y. Kim: 29th SAMPE National Symposium, 29, 765 (1984)
 - 28) J. F. Jones, J. C. Waldrop, R. Fountain: *ibid.*, 29, 777 (1984)
 - 29) du Pont, "Kevlar" Technical Symposium V-Design and Use of "Kevlar" Aramide Fiber in Composite Structures, Reno, Nevada (Apr. 1984)
 - 30) G. Lubin: Handbook of Composite, Van Nostrand Reinhold, N. Y., U. S. A. (1982) p. 111
 - 31) Hercules 技術資料, Hercules Composite Structures (1982)
 - 32) J. A. Graham: An Online Materials Property Base, MPC-20 ASME, N. Y., (1983)
 - 33) H. Mindlin: 29th SAMPE National Symposium, 29, 457 (1984)
 - 34) G. Dathe: *ibid.*, 29, 485 (1984)

掲 示 板

実用化が望まれる新技術の募集
新技術開発事業団では、企業に対する委託開発やあっせんにより、研究の成果について実用化を図っています。応募要領をご覧のうえご応募下さい。

○委託開発：開発に多額の資金を要しかつリスクの比較的大きいものが対象

○あっせん：開発資金、リスクの比較的小さいものが対象

1. 対象新技術

(1) まだ実用化されていないこと

(2) 特許性のあること（出願されていなくても可）

2. 応募方法：指定用紙に記入のうえお送り下さい。

連絡先 [100] 東京都千代田区永田町 2-5-2 サイエンスビル 新技術開発事業団 プロジェクト部 第一課 電話 (03) 581-6451

東京農工大学助教授公募

資格：機能性高分子の合成と物性の分野で創造的な研究をしている博士所有者，31歳以下．基礎科目（有機または物化），専門科目，学生実験担当 提出書類：履歴書（写真貼付），研究業績表，研究経過（2,000字），教育と研究についての所信と抱負，別刷，健康診断，推薦書 締切：59年10月20日（土）着任：60年4月 連絡先 [184] 小金井市中町東京農工大学工業化学科 教官選考委員会宛書留

求人

P-59008 研究者募集

大学卒以上，基礎研究の経験があり，応用研究に熱意のある人．年齢30歳まで．京都市内まで通勤

可能な人．担当業務は応用研究．提出書類：履歴書（身上書含む）

P-59009 研究開発者募集

職種：複合材料の加工および製品設計．資格：樹脂成形加工，金型設計技術経験を有する方で年齢不問．勤務先：当社複合材料研究所 会社概要：電気，電子，自動車，産業資材他新素材の研究開発，製造，販売，カルプ工業（株）の協力会社．応募：履歴書，職務経歴書．〒101 東京都千代田区神田和泉町 1-277 協銀ビル（カルプ工業（株）内）（株）CRC 総務課宛（秘密厳守）電話（03）864-6600 担当 佐川

求職

J-59002

研究開発業務を希望．技術開発歴26年．大学教職歴14年．化学工業・公害防止の特許．品質管理経験．新事業テーマあり．工博

P-59007 ポリプラスチックス(株)研究者募集

ポリアセタール樹脂および芳香族ポリエステル樹脂のトップメーカーである当社が意欲ある研究者を求めています。

職 種：新規機能性材料の基礎研究者．課長および研究員

資 格：大学または大学院卒男子で年齢40歳迄

勤 務 地：静岡県富士市

募集人数：若干名

会社概要：ダイセル化学工業（株）とセラニーズコーポレーションの合併により設立．資本金30億円，従業員数520名〔事業場〕本社／大阪，研究所・工場／静岡県富士市，営業所／東京，大阪，名古屋．社宅・寮他福利厚生施設完備

応 募：履歴書（写真貼付），職務経歴書を下記宛郵送

〒416 富士市宮島 973 ポリプラスチックス（株）富士工場人事課 電話（0545）61-5800