航空宇宙用材料の開発動向

Recent Trend in the Development of Aero-Space Materials

塩 入 淳 平*
Jumpei SHIOIRI

Key Words: Materials, Aero-Space Engineering

1. はじめに

今日の航空宇宙技術の発達を可能にした要因の一つとして材料の進歩をあげることには異論はないであろう。航空宇宙用材料には使用箇所によりそれぞれ複雑かつ高度な要求があり、設計および生産加工技術との接点できめの細かい開発が行われている。また、信頼性、耐久性などに対する厳しい要求から、実際に使用される前に長期にわたり慎重な試験が行われる。したがって、現在新素材として期待されている材料も航空宇宙用材料として使用されるまでには、限られた箇所への使用を考えてもかなりの長年月を要すると思われる。このような理由からいわずに新素材のみでなく航空宇宙用材料全般の開発動向について述べさせていただくことにする。

本稿では、まず、航空機機体、航空エンジン、宇宙機器にわけて対象別に材料開発の動向を概観し、ついで、最近材料開発の中心課題になりつつある複合材料技術と加工 (processing) 技術の動向について述べることにする。

2. 航空機機体材料

脚、エンジンの熱影響部などを除き主構造材はアルミニウム合金である。新しい材料としてFRP (Fiber Reinforced Plastics: 繊維強化プラスチック) が用いられ始めているが、軍用機は別として民間機では、FRPの使用を設計段階から積極的に考えたボーイング 767 形機でもその使用量は

機体全重量の3%あまりで、二次構造部材と内装材に限られている。FRM (Fiber Reinforced Metal: 繊維強化金属) はまだ研究段階にあると言える。

2・1 アルミニウム合金 機体の主構造材は、超ジュラルミン 2024 および超々ジュラルミン 7075 などである。これらの高力合金では、耐久性の面から応力腐食割れおよびはく離腐食が問題になり、7075 合金を例にとると、この合金の最大の強度はT 6 処理 (溶体化処理+人工時効) で得られるが、強度を10~15% 程度犠牲にしてT 73 あるいはT 76 系の過時効処理が行われている。この問題を解決し、また、設計法として損傷許容設計が導入されて特に注目されるようになった破壊じん性を改善するため、近年、新合金の開発が積極的に進められてきた。まず、T 73 系の処理で大きな強度の得られる合金として7010, 7049, 7050, 7150 などの合金が開発され、また、破壊じん性の改善には、Fe, Si などの不純物を極力減らすことが行われ、7075 を改良した7175, 7475, 2024 を改良した2124, 2224, 2324 などの合金が開発され使われ始めた。製造面では、溶湯処理、熱処理技術の進歩により、高品質の製品および大形材が得られるようになった。

将来に向けての新技术の一つとして、粉末冶金法の導入があげられる。この方法は、RSR (Rapid Solidification Rate: 急速凝固) 法を用いて通常の方法では製造できない組成の合金を作り出すこと、メカニカルアロイイング (mechanical alloying) 法を用いて分散強化合金の製造が可能である

* 正員、法政大学工学部 (〒184 小金井市梶野町 3-7-2)。

ことなどで注目されている。これらの加工技術は他の合金にも共通した技術であるので、あとで一括して述べることにする。また、アルミニウムとリチウム (Li, 比重 0.53) との合金は、高い比強度と比剛性をそなえた合金としてその将来が注目されているが、その製造にも粉末冶金法の適用が考えられている。アルミニウム合金に関しては文献(1)および(2)にあげた解説を参照されたい。

2・2 複合材料 FRP は機体材料として実用期を迎えつつある。強化繊維としては、ガラス、カーボン、ボロン、ケブラー (Kevlar: Du Pont 社のアラミド繊維の商品名) などがあり、マトリックス樹脂としては、不飽和ポリエステル、エポキシ、ポリイミド (高温用) などがある。ガラス-ポリエステルのは組わせは電波透過性がよくレーダー用として早くから用いられてきた。構造材としては、カーボン-エポキシの組わせは高い比強度と比剛性を有し主流と考えられるが、ぜい性が問題になる場合には、カーボン繊維とガラス繊維あるいはケブラーとのハイブリッド使用が行われている。成形は各種の積層法あるいは FW (Filament Winding) 法などで行われ、オートクレーブでキュアを行うのが普通である。航空機の製造は少量生産に属し、この点では上記の製造法で特に問題はないが、品質は必ずしも一定せず、内部の欠陥の検出も金属に比べ容易でないため、信頼性にはなお問題が残っており、これが特に民間機の場合に一次構造部材への適用が進まなかった原因の一つである。図 1 にボーイング 767 形機への適用箇所を示す⁽³⁾。この結果得られた機体重量の軽減は約

1 000 kg である。民間輸送機の場合、機体重量の軽減はペイロードの増大あるいは燃料節約により極めて大きな経済的効果をもつ。ボーイング社では、767 形機で FRP の積極的使用に踏み切る前に、運輸会社の協力を得て 737 形機のスポイラをカーボン繊維 FRP のハネカムサンドイッチ構造のもので置き換え、延べ約 120 万時間、計約 180 万回着陸の試験を実施している。

将来、FRP の一次構造材への適用が可能になった場合は、単に比強度および比剛性の面からのみでなく、FRP の特長である異方性のコントロールの容易さを利用して翼の曲げおよびねじり剛性を自由にかえてフラッタに対する最適軽量設計 (空力弾性テラリング) が可能になるなど、航空機の軽量化に大きく寄与することが期待される。

金属マトリックス複合材料、たとえば、ボロン、カーボン、アルミナ、炭化けい素などの繊維、あるいは炭化けい素などのウィスカで強化されたアルミニウム合金、チタン合金などは航空宇宙材料として大きなポテンシャルをもっているが、繊維とマトリックスとの界面の問題などなお未解決の問題をもち、価格も高く、民間航空機の機体材料としての使用は特殊な部品を除きかなり将来の問題と考えられる。

航空機機体への複合材料の適用については多くの解説が書かれているが、ここでは文献(4)をあわせておく。

3. 航空エンジン材料

今日の高性能航空用ガスタービン機関の出現は耐熱合金の進歩に負うところが大きい。現在計画中の高亜音速輸送機用高バイパス比ファンエンジンでは、燃料消費率の低下をねらって総圧縮比を 40 程度まで高めるとともにタービン入口ガス温度を 1 400°C 程度にあげようとしており、タービンブレード、ノズルペーン、燃焼器ライナ、タービンディスク用の耐熱合金の開発には引き続き大きな努力が払われている。航空エンジン用材料の開発動向については多くの解説が書かれているがここでは文献(5)、(6)および(7)をあわせておく。

3・1 タービンブレード材 現在、タービンのブレードには Ni 基の超合金が用いられている。この種の合金の使用温度は 950°C 程度で、1960 年

図 1 ボーイング 767 形機の複合材料使用箇所

代の中ごろからほとんど上がっていない。これは、溶融開始温度が 1250°C 近辺にあることを考えればやむを得ないと言えよう。一方、タービン入口のガス温度は 1300°C に達し、さらに近い将来 1400°C を越えようとしている。ガス温度と合金の使用温度との差はブレードの空冷技術によりまかなわれてきた。事情はノズルベーンでも同様である。しかし、冷却空気は圧縮機出口の空気を分流通して用いる以外によい方法がなく、現在のエンジンで冷却空気量は圧縮機流量の10%を越えており、さらに多量の空気を冷却に用いるのは熱効率から見て得策ではなく、超合金の使用温度の頭打ちがエンジン開発上の大きな障害になっている。以下、これを打開するために行われている材料開発の動向について述べる。

3.1.1 Ni 基超合金の結晶制御 Ni 基超合金では、Ni を主体とする γ 相固溶体中に γ' 相 (Ni_3Al , Ni_3Ti) を析出させることにより高い強度を得ている。 γ' 相の多い高温強度の大きい材料は鍛造困難で、高温段のブレードは精密鍛造で作られている。Ni 基超合金の使用温度を上げるため、1960 年代の半ばに、P&W (Pratt & Whitney) 社の VerSnyder らにより、DS (Directional Solidification: 方向性凝固) 技術が開発された。これはブレード鍛造の際に温度こう配をつけてスパン方向に凝固を進め、スパン方向の柱状晶組織あるいは単結晶のブレードを作る方法で、遠心力によるスパン方向の引張応力に対し交差する結晶粒界がなく、クリープラプチャ強度およびクリープ延性を高めることができる。ラプチャ強度の改善は柱状晶の場合で温度換算 30°C 程度である。さらに単結晶では、B, C, Hf, Zr など粒界強化元素の添加が不要になり、溶融開始温度を高くすることが可能で、したがって溶体化処理温度を高くとることができ、時効の効果が著しく増す。単結晶ブレードのクリープラプチャ強度は、在来形の鍛造ブレードに比べ温度換算で 100°C 程度高い。また、DS ブレードの結晶方位はスパン方向に $\langle 100 \rangle$ となるが、この方向の縦弾性係数は等軸多結晶体の場合の 60% 程度と大幅に低く、スパン方向の熱応力もこれに比例して低くなり、この方向のクリープ延性が大きいこととあいまって熱疲労寿命も大幅に改善される。P&W 社では、柱状晶ブ

レードに続き 1970 年代の半ばから JT-9D-7R4 エンジンで単結晶ブレードの使用を開始し、ブレードの寿命は著しく伸びた。

さらに P&W 社は、Ni 基超合金に対して RSR 技術の適用を考えている。RSR 法で製造された合金粉末はマイクロ偏析がないため溶融開始温度が高く、焼結してブレードを作った場合に溶体化処理温度を高くとることができて時効の効果を著しく増すことが期待される。また、粉末法によらず直接バルクの急速凝固材を作る方法も提案されている⁽⁷⁾。

3.1.2 新しいブレード材の開発 3.1.1 項に述べたのは在来形の超合金の性能をいっばいに使うために開発された結晶制御技術であるが、これ以外に、新しい形のブレード用合金の開発も積極的に行われている。これらの中の大部分は何らかの意味での複合材料である。

(a) 分散強化形超合金 Ni 基超合金の中に Y_2O_3 などの酸化物微粒子を人工的に分散させた ODS (Oxide Dispersion Strengthened: 酸化物分散強化) Ni 基超合金が開発されつつある。これらの酸化物はマトリックス合金の融点まで安定であり、 γ' 相の効果が失われる融点近くの高温度まで強化が期待できる。ODS 合金は一種の複合材料であるが、通常の複合則に従う粒子強化形複合材料とは違い、1% 程の微量の粒子を分散させただけで著しい効果が得られる。分散粒子による強化は粒子がマトリックス中の転位の運動を妨げることに よるもので、直径数百 $\text{\AA}$ の微粒を一様に分散させないと効果がない。このような分散状態を工業的に得るためにメカニカルアロイイング法 (後述) が開発された。現在までに発表されている ODS Ni 基超合金としては、ノズルベーンおよび燃焼器ライナ材の MA-754 およびブレード材の MA-6000 などがある。

(b) 方向性凝固共晶合金 共晶あるいはこれに近い組成の合金を方向性凝固させると、凝固方向に配列した共晶組織が得られる。これは相変態を利用して作った一種の複合材料で、in-situ 複合材料とも呼ばれている。ブレード用に開発されたものとして、層状構造の $\gamma'-\delta(\text{Ni}_3\text{Nb})$ 系、 $\gamma/\gamma'-\delta$ 系、金属マトリックス-炭化物繊維形の Co-TaC 系、Ni-TaC 系、Ni-NbC 系などがある。層状構

造のものは横方向のぜい性に問題があり、Co-TaC系のものは繰返し加熱に対する組織の安定性に問題がある。特長は1000°C近辺のクリープ強度にあるが、良好な組織を得るためには、凝固の際に1mm当たり20°C程度の急な温度こう配で1時間当たり20mm程度の遅い速度で凝固を進めることが必要で、製造技術の面で困難な問題をもっている。

(c) 高融点金属線強化超合金 高融点金属(Wなど)線でNi基超合金を補強したFRM (Fiber Reinforced Metal: 繊維強化金属)である。1000°C以上でも大きな強度をもつが、繊維とマトリックスの界面に問題があり、種々な対策が考えられている。主としてNASAで研究が行われてきたが、最近研究発表を差し控えているようで、開発状況は明らかでない。

3.2 タービンディスク材 従来はNi基超合金の鍛造品が用いられてきた。しかし、高合金であるためインゴットの鋳造の際偏析が生じやすく、また鍛造比も十分とれないため、合金本来の性能を生かすことが困難であった。最近この問題を解決するため、粉末冶金(正確には Prealloyed Powder Metallurgy)法が開発された。この方法では、まず合金粉末を作り、熱間押し焼結+超塑性加工(Gatorizing法)、HIP (Hot Isostatic Press) 焼結+恒温鍛造、HIP焼結のみ(as HIP法)などの方法で最終製品に近い形まで成形する。

偏析のない均質なディスクが得られること、材料の歩留まりがよいこと、 γ' 相の量が多く高温強度の大きいブレード用鋳造形超合金(IN 100など)を用いることに特色がある。P&W社ではGatorizing法によるIN 100合金製のディスクをF 100エンジンで使用している。as HIP法は工程の簡単化、材料の歩留まりいずれの面でも望ましいが、粉末の清浄度を高める必要があるなど、材料面でさらに研究を要する。

3.3 新素材の応用 いわゆる新素材として、セラミックスのエンジン高温部への使用が注目されている。しかし、現在のところ高い信頼性を要求される航空エンジンでは、 Si_3N_4 あるいはSiCなどの構造用セラミックスがブレード、ディスクなどの回転部はもとより、ノズルペーン、燃焼器ライナなどの静止部にも当分使用される見込みはなさそうである。現在セラミックスが用いられているのは、ブレード、ノズルペーン、燃焼器ライナの遮熱コーティング(Y_2O_3 で安定化された ZrO_2 コーティング)、使用が考えられているのはタービンのシュラウド壁である。後者は、ケーシングの内側に張られ、ケーシングが変形したときにブレード先端で簡単に削られるような可削性のもので、タービンのティップクリアランスを小さくとりタービンの効率を上げる効果をねらったものである。

FRPのエンジンへの使用も考えられているが、

図 2 GE社のE³計画エンジンの新材料適用

まだあまり進んでいない。RP (Rolls Royce) 社は RB 211 エンジンのファンブレードにカーボン繊維 FRP の使用を考えたが、FOD (Foreign Object Damage: 異物吸込み損傷) 規定を満たすことができず、実現しなかった。また、常温静止構造部への使用は重量軽減の効果が大きく期待されているが、現状ではまだ部分試作の域を出ていない。ファン破壊時の破片飛び出し防止(コンティンメント) 用にはケブラー繊維と鋼とのハイブリッド構造が用いられている。

図 2 に現在の新技術を結集した GE (General Electric) 社の E³ 計画エンジンの新材料適用計画を示す。

4. 宇宙用材料

ロケット、宇宙船、人工衛星などはいずれも歴史が新しく、一つごとにミッションも大きく違っており、航空機の場合のように専用の材料が長年月にわたり育てられてゆく場合は少なく、はん用または航空機用に開発された材料がかなり使われている。また、これら宇宙用の用途では、航空機の場合に比べて耐用期間も短い場合が多いなど、材料に対する要求もかなり違っている。

4.1 ロケット

4.1.1 固体燃料ロケット 固体燃料ロケットのモータケースはそれ自体圧力容器となるため、高い比強度と破壊じん性をもった材料が要求される。1960 年代には、モータケース用に高じん性低合金高張力鋼の開発が盛んに行われたが、高強度と高じん性とはなかなか両立せず、結局鋼としてはマルエージング鋼が用いられている。その他、小形のロケットでは、FW (filament Winding) 法による FRP 製、チタン合金製のものも用いられている。ノズル部分は高い耐熱性が要求され、カーボン-カーボン複合材、あるいはフェノール系などの FRP アブレーティブなどが用いられている。後者は樹脂が熱分解して炭化する際の吸熱および生成ガスによる断熱効果を利用して主構造部への熱伝達を減らす方法である。

4.1.2 液体燃料ロケット 材料面で特に問題になるのは、液体水素、液体酸素など低温の燃料および酸化剤のタンク、ポンプなどの低温部、および、燃焼室、ノズルなどの高温部である。低

温部には低温でぜい化の少ない面心立方晶の合金、すなわち 2219 などの高力アルミニウム合金、3××系のオーステナイトステンレス鋼が用いられている。燃焼室およびノズルは燃料および酸化剤による冷却壁構造がとられており、通常の Ni 基耐熱合金さらには銅合金などが用いられている。また、小形のものでは、アブレーティブ材料で内張りする構造がとられている。その他の構造部材には航空機用に開発されたアルミニウム合金、チタン合金などが用いられている。

4.2 人工衛星、宇宙船、スペースシャトルなど

人工衛星、宇宙船などの場合、ミッション、環境、使用ロケットなどにより構造および材料は一定していない。また、スペースシャトルはまだ一例のみで、標準的な材料選択というべきものはない。

一般的には、構造材としては、航空機用に開発されたアルミニウム合金、チタン合金などが用いられ、また、FRP およびそのハネカムサンドイッチ構造が積極的に用いられている。

宇宙空間では、紫外線の問題、放射線の問題、高真空の問題などがあるが、材料面で最も大きな努力が払われたのは、地球への帰還を考えた宇宙船、シャトルなどの大気圏への再突入の際の空力加熱に対する対策であった。再使用を考える必要がない場合にはアブレーション法が用いられ、アブレーティブとしては、高速で突入するミサイルあるいは無人宇宙船ではグラファイト、石英などの融点が高く有効熱容量の大きいものが、また有人宇宙船など比較的低速で突入し、時間当たりの熱流入量は小さいが継続時間が長い場合には、有効熱容量は大きくなくてもアブレーション温度が低く、断熱性の面でも優れている FRP (ガラス、カーボン、石英などの繊維で補強したフェノール樹脂など) が用いられてきた。50~100 回程度の再使用を前提としたスペースシャトルでは、図 3 に示したように空力加熱温度に応じて各種の再使用可能な断熱材が用いられている⁽⁹⁾。

5. 新しい技術動向

以上、航空宇宙用材料の開発動向を概観したが、全体を通じて注目されるのは、「複合材料技術」と「加工 (processing) 技術」とが技術開発の 2 本柱

になっていることである。以下、これら二つの技術動向について述べる。

5・1 複合材料技術 FRPは比強度の優れた材料として次第に使用量が増しつつある。今後、成形法および非破壊検査法の進歩により信頼性の問題が解決し、航空機の一次構造材に使用されるようになれば、2・2節で述べたように、空力テールリングなど新しい構造設計技術の導入により機体重量の大幅な軽減が可能で航空機の省エネルギーに大きく貢献すると考えられる。FRPの一次構造部材への使用を可能にするために今後解決されなければならない大きな技術課題は、大形かつ複雑な形状の部材のキュアの問題と考えられる。その技術的な内容は、(1) キュアの進行程度の検出法、(2) キュアの進行過程の解析とモデリング、(3) キュア過程の制御、(4) キュア条件に対する寛容度の大きい樹脂の開発などであろう。

近年やや頭打ちの傾向を見せていた金属材料

も、複合材料化により次の発展の可能性が出てきた。FRMとしては、2・2節で述べた繊維強化アルミニウムあるいはチタン合金、3・1・2項(c)で述べたW線強化Ni基超合金などがあり、将来の発展が期待される。金属材料の場合には繊維強化以外にも多様な複合化の方法が考えられており、加工技術の発達によりそれぞれ開発が進んでいる。3・1・2項(b)で述べた方向性凝固共晶合金(in-situ 複合材料)のタービンブレードはすでにタービンリング試験の段階に達している。分散強化合金はメカニカルアロイイング法(後述)が開発され粉末冶金法により工業規模の生産が可能になり、2・1節で述べた分散強化アルミニウム合金、3・1・2(a)で述べたODS Ni基超合金などが開発され実用期を迎えようとしている。

Si_3N_4 , SiC などのセラミックスは新しい耐熱構造材料として注目されているが、本質的とも言えるぜい性の問題に対し複合材料化による改善も試みられている。

5・2 新しい加工技術 加工技術の発達は金属材料に新しい発展をもたらしつつある。注目される加工技術としては、方向性凝固、方向性再結晶、RSRなどの結晶制御技術、粉末冶金技術、メカニカルアロイイング、超塑性加工などである。

5・2・1 結晶制御 方向性凝固は3・1・1項に述べたDS柱状晶および単結晶ブレードを作るために開発された技術で、3・1・2項(b)のDS共晶合金ブレードの製造にも用いられている。一方向に凝固を進めてゆく場合、凝固界面近傍の液相側の温度こう配を G 、凝固界面の進行速度を R とすると、 G/R の大小により凝固の様相は大きく異なる。 G/R を大きくしてゆくと、図4に示すように、樹枝状晶(デンドライト)が凝固進行方向に伸びてゆく柱状デンドライト凝固からセル状凝固を経て平面凝固へと移行する⁽⁹⁾。DS柱状晶および単結晶ブレードでは柱状デンドライト凝固で目的を達することができるが、DS共晶合金ブレードの場合には平面フロント凝固を行わせる必要があり、工業的には3・1・2項(b)で述べたようになりかなり困難である。

方向性再結晶は、方向性強加工後の再結晶により1方向に長い結晶粒を作り、この方向のクリーププラブチャ強度を改善しようとするもので、3・1・

□	RCC	強化カーボン・カーボン	グラファイト	1260 ~
□	HRSI	高温再使用可能表面断熱材	シリカタイル	649 ~ 1260
□	LRSI	低温再使用可能表面断熱材	シリカタイル	371 ~ 649
□	FRSI	可とう再使用可能表面断熱材	ノーマックス	~ 371
□			金属, ガラス	

図 3 スペースシャトルの表面断熱材

図 4 G/R による凝固の様相の変化

2項(a)で述べた ODS 超合金などで用いられている。

RSR 法は、溶解状態から粉末冶金用の合金粉末を作る際に急速な冷却を行う方法で、普通の方法では一相の合金になり得ないような組成の合金粉末を作ったり、ミクロ偏析のない粉末を作ったりすることが可能である。適用例は 2・1 節で述べたアルミニウム合金、3・1・1 項の Ni 基超合金などである。

5・2・2 粉末冶金技術 金属粉末を焼結して製品を作る粉末冶金法自身は新しい技術とは言えないが、3・2 節に述べたタービンディスクの製造、RSR 法あるいはメカニカルアロイイング法により作られた粉末の焼結などで新しい技術の母体になっている。

5・2・3 メカニカルアロイイング法 分散強化合金では、マトリックス金属中に酸化物などの微粒を一樣に分散させる必要がある。メカニカルアロイイング法は工業的規模でこのような分散状態を得ることを可能にした。この方法は、金属粉末と酸化物などの微粒とを混合して高速ボールミルなどを用いて高エネルギー加工し、図 5 に示すように金属粉中に微粒子を機械的に分散させ、この粉末を焼結して製品を得る方法である⁽¹⁰⁾。2・1 節および 3・1・2 項(a)で述べたように、Al 合金、Ni 基超合金をマトリックスとする分散強化合金の開発が進んでいる。

5・2・4 超塑性加工 金属材料は、組織を微細にして適当な高温かつ低速度で変形させると、比較的低い応力で大きな塑性変形が可能になる場合がある。また、変態点温度付近で同様な変形が可能となる場合がある。前者は粒界における原子の易動度、後者は変態点温度付近での原子の易動度

図 5 メカニカルアロイイングの進行

により起きる現象で、ともに超塑性と呼ばれる。最近、鍛造の困難な材料の塑性加工などにこの方法が用いられるようになった。すでにチタン合金では工業的に利用されており、高力アルミニウム合金 7075 などに対する応用も発表されている。また、3・2 節で述べたように、タービンディスクの製造にも応用されすでに実用されている。

6. む す び

内容の取捨選択が不十分であり、ページの数制限および筆者の浅学もあって、濃淡むらの多い解説になってしまった。また、我が国における開発の状況、特に、次世代産業基盤技術などの大形プロジェクトで進められている研究開発についても紙面の制限もあり、ふれることができなかった。お許しを請う次第である。

(原稿受付 昭和 60 年 6 月 3 日)

文 献

- (1) 霞田・笹嶋, 軽金属, 33-12 (昭 58), 749.
- (2) 馬場・宇野, 日本航空宇宙学会誌, 32-367 (昭 59), 424.
- (3) Hammer, R.H., *Technical Symp. III, Design & Use of Kevlar Aramid in Aircraft*, (1981), Du Pont.
- (4) 小林, 日本航空宇宙学会誌, 32-367 (昭 59), 455.
- (5) 塩入, 日本ガスタービン学会誌, 8-29 (昭 55), 3.
- (6) Signorelli, A., ほか 3 名, *NASA Conf. Publ.*, 2092, (1979), 149.
- (7) VerSnyder, F.L., *High Temperature Alloys for Gas Turbines*, (1982), I. D. Reidel Publ.
- (8) 井川, 日本複合材料学会誌, 6-3 (昭 55), 83.
- (9) Flemings, M.C., *Solidification Process*, (1974), McGraw-Hill.
- (10) Benjamin, J.S., *J. Aircraft*, 14-7 (1977), 613.