

# ロケット用複合材料の現状と展望



垣見 恒男\*・佐藤 博\*

## The Composite Materials Used in Rockets

Tsunao KAKIMI and Hiroshi SATOH

### まえがき

ミサイルあるいは宇宙開発の分野において複合材料は極めて重要な役割をはたしている。複合材料は高比強度、高比剛性、高耐熱性、さらには低熱膨張率等の特徴を有し、構造重量の軽減や良好な寸法安定性が得られることを生かした宇宙機器構造物への適用など、その特性を十分に発揮させる多くの実用例を見ることができる。

また、最近話題となつている宇宙基地計画でも、その構造材料として複合材料が有望視されている。

ここでは、これまで実用されてきた代表的な例を紹介しながら、複合材料の現状と今後の動向を展望してみた。

### 1. 固体ロケット・ノズル用複合材料

ロケット燃焼室内で発生した燃焼ガスは極めて高温・高速の状態となつてロケット・ノズル内を流れるために、非常に大きな熱量が燃焼ガスからノズル壁へ伝達される。液体ロケットではノズル壁外面に極低温の燃料を通して、壁面を冷却したり、壁面内面に薄い流体およびガス膜をつくつて過熱を防ぐ対策をしている。固体ロケットではこのような冷却方法が採れないため、壁面に耐熱材やアブレーション材を用いることによつて過熱防止を行つている。

固体ロケット用ノズルは熱伝達様式の異なる下記の3つのセクションに分けられる。

- 1) コンバージェント部
- 2) スロート部

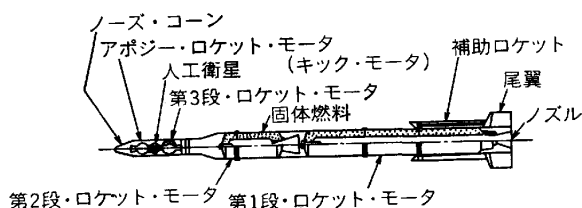


図1 固体ロケットの主要構造

3) ダイバージェント部  
各セクションで受ける熱環境には違いがあるため、採用される耐熱システムも、異なる方式となる。それぞれのセクションに比較的多く使用される材料を表1に示す。

コンバージェント部には強度部材としての役割を要求されるため、比較的複雑な材料構成をしており、ノズルからの熱伝達を極力抑える構造となつている。

スロート部は燃焼ガスが最も高温・高速の状態になる部分であり、極めて熱的に厳しい環境となる。安定した燃焼と一定の推進力を得るためにはスロート径の変化を防止する必要がある。耐熱性能が優れているグラファイトを使用することが多い。しかし、グラファイトは熱衝撃強度が十分でないので、特に複雑な形状のものや大型で長尺のものにはFRPが代替として使用される場合がある。この場合はアブレーション率の小さいグラファイト/フェノール、または、カーボン/フェノールFRPが使用される。スペース・シャトル用固体ロケット・ノズル(図3)<sup>1)</sup>やボセイドンC-3第一段ロケット・ノズル

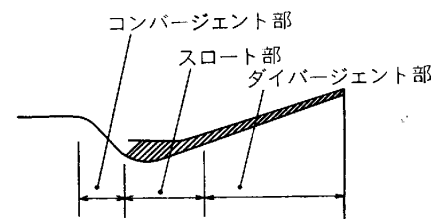


図2 ノズル内の各セクション

表1 固体ロケット・ノズル用材料

ノズル内セクション	多用される材料
コンバージェント部	耐熱 FRP カーボン/カーボン複合材料
スロート部	耐熱 FRP (カーボン, グラファイト系) 多結晶グラファイト パイロリティック・グラファイト 耐熱金属 カーボン/カーボン複合材料
ダイバージェント部	耐熱 FRP カーボン/カーボン複合材料

昭和 59 年 5 月 22 日受付 (Received May 22, 1984) (依頼解説)

\* 日産自動車(株)宇宙航空事業部 (Aeronautical & Space Division, Nissan Motor Co., Ltd., 3-5-1 Momoi Suginami-ku 167)

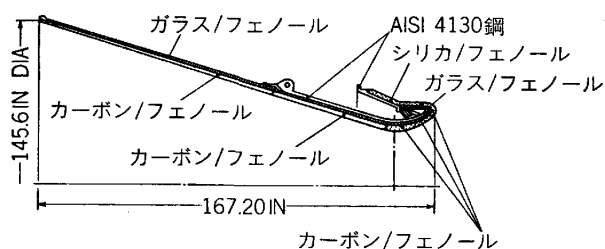


図 3 スペース・シャトル用固体ロケット・ノズル

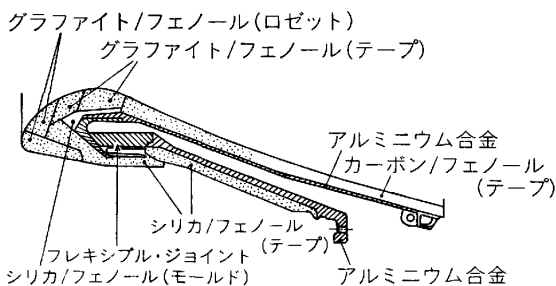


図 4 ポセイドン C-3 第 1 段ロケット・ノズル

(図 4) はその例である。

また、近年注目をあびているカーボン/カーボン複合材 (以下 C/C と呼ぶ) もスロート部材として重要な材料の一つである。この C/C 材については、1・2 項を参照されたい。

ダイバージェント部は他のセクションに比較して熱的にはさほど苛酷ではないが、ロケットの方向性を維持するためには最も重要な部分である。

これらの各セクションには耐熱 FRP や C/C 材が様々な形態で使用されている。

### 1.1 耐熱 FRP

ノズル用耐熱 FRP はフェノール樹脂と数種の無機繊維の組み合わせで構成され、次の 5 種類の FRP が主と

して使用されている。

- 1) カーボン/フェノール
- 2) グラファイト/フェノール
- 3) シリカ/フェノール
- 4) ガラス/フェノール
- 5) アスベスト/フェノール

カーボン/フェノール、グラファイト/フェノールは繊維が熱的に安定なことから、スロート部材をはじめ、スロート部近傍に使用される。また、シリカ/フェノールはダイバージェント部へ多用されている。

ガラス/フェノール、アスベスト/フェノールは前者に比べ安価であるため、熱的に苛酷でない場合はアブレーション材として使用されることもあるが、一般的には断熱材として使用される。これら耐熱 FRP の一般的性質を表 2 に示す。

ノズル用耐熱 FRP は大略、図 5 に示す製造工程によつて製造される。また、その繊維形態、積層方法の違いによつて次のように分類される。

- 1) チョップ・モールド法 (クロス・チョップ、繊維チョップ使用)
- 2) 縦積層法 (クロス使用)
- 3) ロゼット法 (クロス使用)
- 4) テープ・ラップ法 (テープ使用)

それぞれの形態は図 6 に示すとおりである。

### 1.2 カーボン/カーボン複合材

C/C 材はカーボンまたはグラファイト繊維をカーボンまたはグラファイト・マトリックスで結合した複合材料である。その代表的な製造方法としては次のようなものがある。

- 1) レジン・チャー法; 2)

カーボン/フェノール、グラファイト/フェノールという

表 2 ノズル用耐熱 FRP の一般的性質

項目	強化材の種類				
	カーボン・クロス	グラファイト・クロス	シリカ・クロス	ガラス・クロス	アスベスト・クロス
密度 (g/cm <sup>3</sup> )	1.43	1.45	1.75	1.94	1.73
比熱 (kcal/kg・℃)	0.20	0.24	0.24	0.22	0.19
熱伝導度 (kcal/m・h・℃)	*1.24 (0.71)	*3.41 (1.03)	*0.52 (0.45)	*0.24	*0.30
熱膨張係数 (×10 <sup>-5</sup> mm/mm℃)	*3.8 (5.3)	*5.3 (17.6)	*3.9 (16.5)	*4.6 (21.0)	*7.0 (25.0)
引張強さ (kgf/mm <sup>2</sup> )	*12.6 (0.63)	*7.4 (0.52)	*8.4 (0.50)	*42.0	*25.2
引張弾性率 (kgf/mm <sup>2</sup> )	*1.85×10 <sup>3</sup> (1.26×10 <sup>3</sup> )	*1.10×10 <sup>3</sup> (0.31×10 <sup>3</sup> )	*1.83×10 <sup>3</sup> (0.34×10 <sup>3</sup> )	*3.2×10 <sup>3</sup>	*2.7×10 <sup>3</sup>
圧縮強さ (kgf/mm <sup>2</sup> )	*25.3 (44.0)	*9.1 (23.1)	*11.3 (34.4)	*35.4	*14.0
圧縮弾性率 (kgf/mm <sup>2</sup> )	*1.64×10 <sup>3</sup> (1.30×10 <sup>3</sup> )	*1.05×10 <sup>3</sup> (0.74×10 <sup>3</sup> )	*2.45×10 <sup>3</sup> (1.45×10 <sup>3</sup> )	*2.6×10 <sup>3</sup>	*1.6×10 <sup>3</sup>

注) \* 印数値は、積層と垂直方向、( ) 内数値は、積層方向を示す

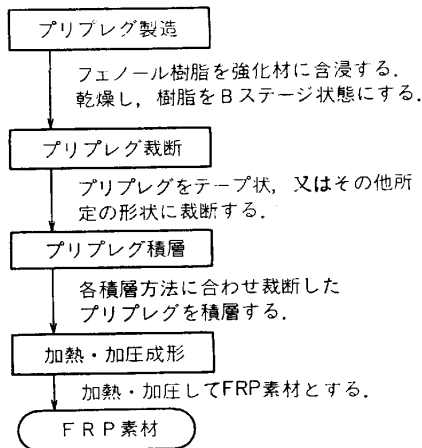


図 5 耐熱 FRP 製造工程

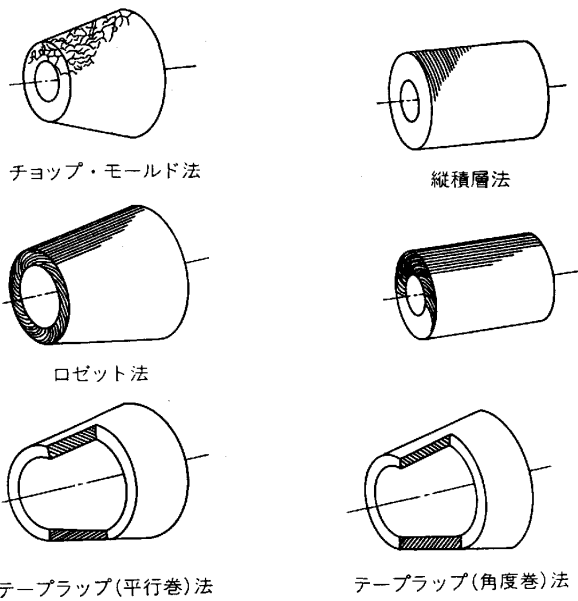


図 6 ノズル用耐熱 FRP の積層方法

FRP 状態を一次焼成によつて炭化あるいは黒鉛化し、さらに高密度化するためにピッチ含浸と焼成を繰り返す方法である。

2) CVD (Chemical Vapor Deposition) 法<sup>9)</sup> カーボンまたはグラファイト繊維で編んだ骨材に炭化水素を熱分解して生成する炭素を蒸着する方法である。

これらの製法によつて製造される C/C 材は前述したスロート部をはじめノズルの耐熱構造材料として重量軽減に非常に有効である。図 7, 8 にノズルへの適用例を示す。前者はスペース・シャトルに搭載され衛星の打ち上げに使用される IUS 固体ロケット・ノズルであり<sup>4)</sup>、後者は MX ミサイルの第 1 段ロケット・ノズルである<sup>5)</sup>。このようなノズルへの適用の場合はスロート部あるいはその近傍には 3D (Directional), 4D タイプのように多次元に繊維が配向した C/C 材が用いられ、その密度も 1.90 g/cm<sup>3</sup> 程度と高密度である<sup>6)7)</sup>。また、

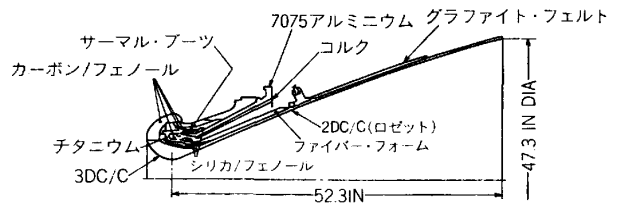


図 7 IUS 固体ロケット・ノズル

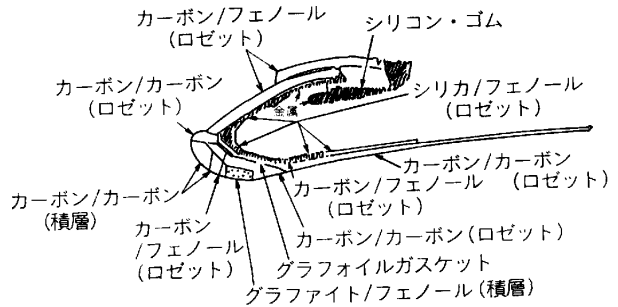


図 8 MX 第 1 段ロケット・ノズル

ダイバーゼント部にはロゼット法によつて製作される 2D タイプの C/C 材が用いられ、密度は 1.45 g/cm<sup>3</sup> 程度と低密度である。

日本国内においても、実用衛星打ち上げ用の H-1 計画の中で人工衛星の性能に直接影響を及ぼす第 3 段ロケットやアポジー・ロケットのノズルに、この C/C 材を使用すべく、目下、開発が進められている<sup>2)</sup>。

C/C 材は耐熱 FRP に比べ、ノズルの高性能化に有効である。

耐熱 FRP はアブレーション効果によつて強度部材の過熱防止機能をはたしている。すなわち、高温の燃焼ガスからの熱が加わると FRP 内の樹脂はガス化するが、その際、発生する気化潜熱により FRP 本体へ伝わる熱を吸収するとともに、その結果生成した FRP 表面の炭化層が断熱材として働き、過熱防止をする。しかし、熱分解を受けた部分は強度が低下する。このため、耐熱 FRP の厚さを増して、熱分解を受けないパーシジョン層を確保したり、別の補強部材を組み合わせることでノズルの強度を維持することが必要となる。

これに比べ C/C 材はそれ自体が耐熱強度部材であり、熱による消耗や強度低下がほとんどないため、耐熱 FRP 製のノズルに比べ、重量軽減が可能となり、それだけ性能向上ができる。

この C/C 材は主に米国やフランスにおいて早くから開発が行われてきた。その用途としては、超音速旅客機コンコルド<sup>8)</sup>や F 15 戦闘機などのブレーキ材をはじめ、ミサイルや再突入カプセルのノーズ・チップ、ノズル用材料、スペース・シャトルの翼前縁<sup>9)</sup>など、最も苛酷な熱環境の部位に使われている。

## 2. ロケット・モータ・ケース用複合材料

宇宙用ロケットあるいはミサイルなどのロケット・モータ・ケース用材料として、高張力鋼、チタニウム合金などの金属材料とともに、複合材料が古くから使われてきた。当初はガラス繊維と樹脂を組み合わせた複合材料が主流であったが、近年はカーボン、グラファイト、ケブラ等の繊維と樹脂を組み合わせた複合材料を使用することが多く、特に軽量化要求の厳しいアポジー・ロケット・モータ・ケースにはチタニウム合金と並び重要な構造材料となつている<sup>10)</sup>。

これらのモータ・ケースはエポキシ樹脂を含浸させた強化繊維をフィラメント・ワインディング・マシンによつてワインディングし、加熱硬化する方法によつて製作される。近年、特に重量軽減や製作期間短縮の要求に応ずるために、モータ・ケースを複合材料製とする試みがなされており、スペース・シャトル用固体ロケットも複合材料ケースが検討されている。

米国においてはトライデント・ミサイルのような円筒形をはじめ、第3段ロケットやアポジー・ロケットのような球形、まゆ形などの多くのモータ・ケースで複合材料が使用された実績がある。国内ではミュー・ロケット(M-3H-3号機)において、CFRPフィラメント・ワインディング製モータ・ケースがキック・モータとしてフライトに供された実績がある<sup>11)</sup>。しかし、米国と比較すると製造技術および品質保証技術が劣っており、今後、積極的な技術向上が期待されることである。

また、このようなフィラメント・ワインディング製の円筒構造の応用例として、ミサイルの発射筒がある。最近では、MXミサイルの発射筒をグラファイト繊維/エポキシ樹脂製とする試みも行われているようである<sup>12)</sup>。

## 3. ノーズ・コーン用複合材料

ノーズ・コーンは大気圏通過時にロケットの空力抵抗を減らす役割の他に、ロケットの上段部および先端部を空力加熱から保護する役割があり、大気層通過後は不要となるため、適当な時期に分離・放棄される。その構造様式としては、

- 1) アルミニウム・ストリンガー・フレーム構造
- 2) アルミニウム・アイソグリッド構造
- 3) 複合材ハニカム・サンドイッチ構造

などが代表的であり、航空機の機体構造と同じである。

ノーズ・コーンにおける複合材料の使用例を表3に示す<sup>13)</sup>。図9はセントールに用いられた複合材ハニカム・サンドイッチ構造を示す。

国内においてはガラス/フェノール、シリカ/フェノールなどの積層構造のノーズ・コーンが多くの小型ロケットで実用されている。また、ミュー・ロケットではハニカム・サンドイッチ構造のノーズ・コーンも実用化さ

表 3 ノーズ・コーンにおける複合材料

名称	寸法	構造
セントール	$\phi 3.05\text{m} \times \text{L}9.72\text{m}$	ノーズ・キャップ; シリカ/フェノール 円錐および円筒部; GFRP/ハニカム・サンドイッチ
ソー・デルタ	$\phi 2.44\text{m} \times \text{L}7.91\text{m}$	円錐部; アルミニウム・ストリンガー/GFRP 円筒部; アルミニウム・アイソグリッド
スカウト	$\phi 0.86\text{m} \times \text{L}3.27\text{m}$	円錐および円筒部; GFRP/ハニカム・サンドイッチ
サーベイヤー	$\phi 3.17\text{m} \times \text{L}6.77\text{m}$	円錐および円筒部; GFRP/ハニカム・サンドイッチ
ボラリス	—	シリカ/フェノール
アジェナ	$\phi 1.65\text{m} \times \text{L}5.69\text{m}$	GFRP ラミネート (アルミニウム・フレーム補強)

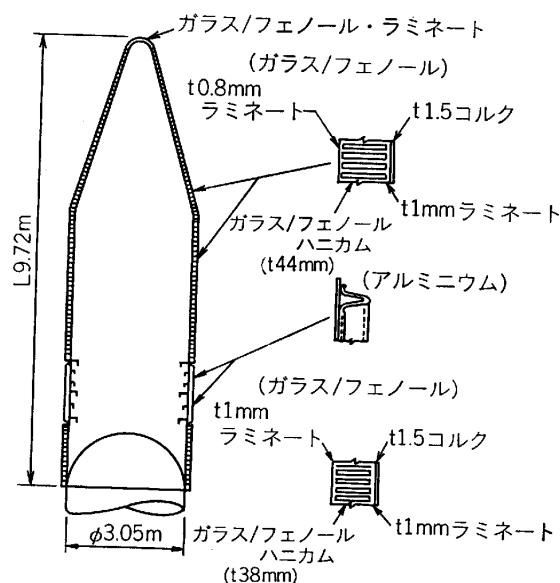


図 9 アトラス・セントール ノーズ・コーン

れ、現在、打ち上げも間近となつた改良型ミュー・ロケットでも、この様式が使用される予定である。

## 4. 人工衛星用複合材料

我々の生活になくはならない存在となつてきた気象衛星、通信衛星などの人工衛星にも複合材料は重要な構造材料として役割をはたしている。

1975年に打ち上げられたパイキング衛星の高利得アンテナ(直径約1.5m)には内外面がCFRP積層板でアルミニウム・ハニカム・コアのサンドイッチ構造が用いられた<sup>14)</sup>。木星、土星を訪問したことで知られる惑星探査機ボイジャーI、II号でも同様の構造を持つアンテナが用いられている<sup>15)</sup>。これらは炭素繊維の低熱膨張率、高比強度および高比剛性を利用し、寸法安定性と重量軽減を達成した例である。

また、高エネルギー天体観測衛星の宇宙望遠鏡のような光学構造物でも、宇宙環境下での寸法安定要求を満足するためにCFRPが検討されている<sup>16)</sup>。

日本国内においても同様の考え方や目的で複合材料を

表 4 カプセル型回収 (米国)

計画	期間	名称
マーキュリー計画	1959年—1963年	LJ-1→MA-9
ジェミニ計画	1964年—1966年	ジェミニ1→ジェミニ12
アポロ計画	1966年—1972年	AS201→アポロ17
スカイラブ計画	1973年—1974年	スカイラブ2→スカイラブ4

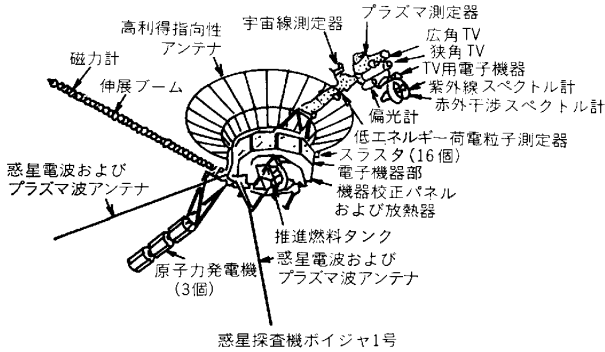


図 10 惑星探査機ボイジャ I 号

利用している。1987年に打ち上げが予定されている550 kg級静止三軸試験衛星(ETS-V)では主要構造体としてCFRP製円筒部を持ち、所要電力を衛星に供給する太陽電池パドル系にはCFRPフィラメント・ワインディング製の角柱枠を用いるようになっていく。

これら、宇宙機器に使用される複合材料としては主にグラファイト/エポキシ、カーボン/エポキシで、UD(一方向)プリプレグの積層、あるいは繊維をフィラメント・ワインディングすることによって製作されるのがほとんどである。

### 5. ペイロード回収システムへの複合材料の適用

ペイロード(搭載物)回収に関してはマーキュリー計画、ジェミニ計画、アポロ計画と発展したカプセル型の無翼回収船および、これに続く有翼型回収船として、現在、米国で脚光をあびるスペース・シャトル計画にその歴史を見ることができる。これらの回収システムにおける複合材料の適用例を概観してみる。

#### 5.1 カプセル型回収システムへの適用

米国におけるカプセル型回収計画は表4に示すとおりである。

マーキュリー計画における耐熱方法としては当初、ベリリウムによるヒートシンク法によつて内部への熱伝達をおさえようとしたが、同時に開発されたアブレーション方式が断熱効果に優れていたため、これが採用となった。アブレーション材としてはファイバー・ガラス/ポリエステルおよびファイバー・ガラス/フェノールが使用された<sup>17)</sup>。

ジェミニ計画においても、マーキュリー計画同様、アブレーション方式が適用された。再突入カプセルの形状および耐熱構造を図11に示す。カプセルの主要構造部材はチタニウム合金である。熱的に最もきびしい前面には図12に示すようなアブレーション・システムが採用されている。その構造はサンドイッチ構造で、ファイバー・ガラス・ハニカムにシリコン・エラストマを詰めた

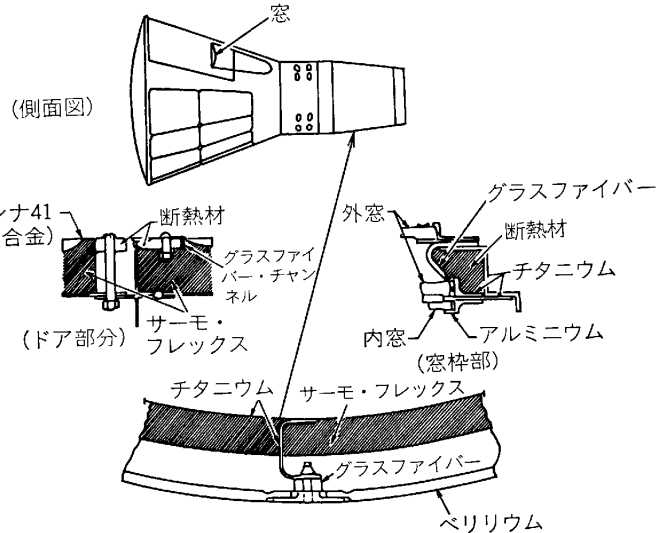


図 11 ジェミニ カプセル型回収システム

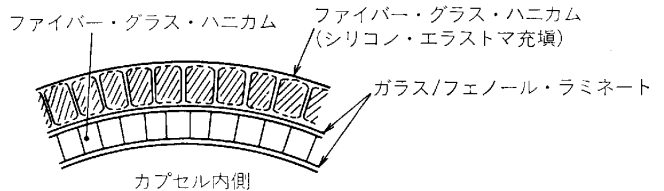


図 12 ジェミニの耐熱構造

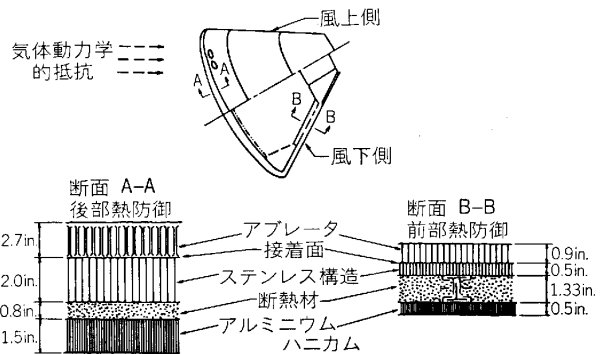
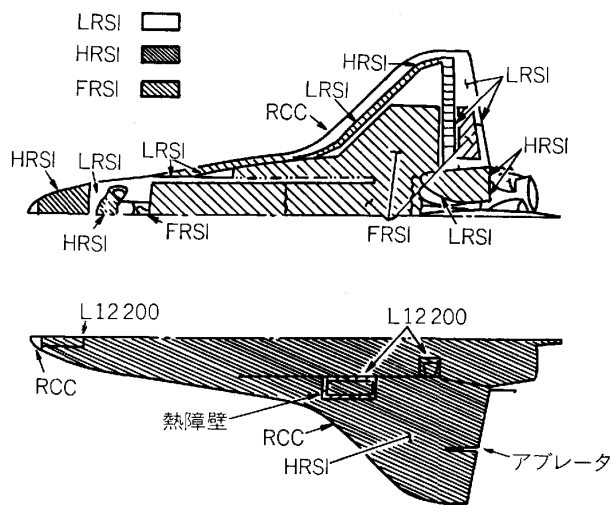


図 13 アポロ カプセル型回収システム

アブレーション材で外面を形成し、その内側には流入する熱をさえぎるガラス・クロス・ラミネートとハニカムのサンドイッチ構造から成っている。また、円錐部等はベリリウムや特殊耐熱合金によるヒートシンク法が用いられ、その表面は輻射冷却効果を持たせるため、熱放射率の大きいブルーブラックのセラミック塗料が塗られて



いる<sup>18)19)</sup>。

アポロ計画における耐熱システムを図13に示す。最外層をアブレーション物質 (AVCO-39G-石英フェノールを充填したエポキシ/ノボラック樹脂; 密度  $0.15 \text{ g/cm}^3$ ) をハニカム構造に埋め込んだ構造で覆い、その内側をステンレス、断熱材、アルミニウム・ハニカムで層状に結合している<sup>20)</sup>。

これら、回収カプセルに使用されるアブレーション材は宇宙から大気圏に再突入する際、苛酷な空力加熱からカプセル本体を保護するとともに、その重量は回収ペイロード搭載能力に大きく影響するため、材料の選択は非常に重要である。

## 5.2 有翼型回収システムへの適用<sup>21)~24)</sup>

カプセル型から地球と宇宙を往復するスペース・シャトルのような有翼型回収システムへの移行によつて、そこに使用される耐熱材料の考え方も変わってきた。つまり、スペース・シャトルは複数回使用を目的としているので、熱防御方式も再使用可能なものでなければならぬことである。

シャトルの表面温度は周回軌道内では  $-120^\circ\text{C} \sim +55^\circ\text{C}$  程度であるが、大気圏突入軌道では最高  $1440^\circ\text{C}$  近くまで上昇する。内部の主要構造材であるアルミニウム合金、あるいはグラファイト/エポキシ製の荷台ドアに対してはその温度を  $180^\circ\text{C}$  程度に抑えることが要求され、次のような4種類の材料を組み合わせることによつて熱防御を達成している (図14)。

1) 表面温度が  $1260^\circ\text{C}$  を越える機体先端部や翼前縁には強化カーボン/カーボン材 (RCC) が使用され、耐熱強度部材として機能を発揮している。

2) 表面温度が  $650^\circ\text{C}$  から  $1260^\circ\text{C}$  までの胴体、翼面等には正方形タイル状の表面断熱材 (HRSI) が使用されている。これは、低密度、高純度シリカ・ファイバーをセラミック・ボンドで固めたものであり、一機当たり約 20000 個が使用される。また、表面からの熱放射

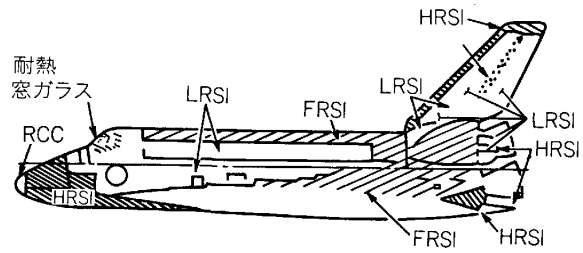


図14 オービター表面各部における耐熱材料

を大きくするため黒色のセラミック・コーティングが行われている。

3) 表面温度が  $370^\circ\text{C}$  から  $650^\circ\text{C}$  までの部分には同様にタイル状の表面断熱材 (LRSI) が使用され、太陽からの輻射熱吸収を減少させるため白色のセラミック・コーティングが行われている。

4) 表面温度が  $370^\circ\text{C}$  以下では可撓性のある薄板状の表面断熱材 (FRSI) が接着剤 RTV 560 で直接貼り付けられている。

これらの耐熱材は再使用可能な熱防御方式としてタイル状で用いられ、熱損傷あるいは機械的損傷に対して、その部分のみを貼り換える方法がとられていることは画期的であると言える。

## あとがき

ミサイルや宇宙開発に使用される代表的な複合材料について述べた。この他にも、固体ロケットの推進薬やロケット・モータ・ケースの断熱材として、ケース内面にライニングされるインシュレータなどはゴムをベースとした複合材料であり、比較的シンプルな固体ロケットでも多種多様な機能材料が使われている。

宇宙分野における最終目的はたいへん高価なペイロードの機能を十分に発揮させることであり、そのためには、運搬手段であるロケットの構成各要素のコストが多少高くても、信頼性のあるものを採用することが必要である。また、このような考え方で研究開発を進めた方がプロジェクト全体としては費用を減らすことができる。

一方、ますますふくれ上がる開発費用を低減するための努力も忘れてはならない。本文でも解説したカーボン繊維などは、ピッチ系繊維の開発によるコスト低減を指向している。

また、忘れてはならない複合材料として、FRM (繊維強化金属) がある。近年、FRM の開発は次世代材料として国の内外をとわず盛んである。実用例としてはスペ

ース・シャトル中部胴体の円筒支柱として用いられたボロン/アルミニウムが最も良く知られるところである<sup>25)</sup>。米国を中心に数多くの研究報告が出されているが、いまだ、実験室的な規模にとどまっているのが現状である。

宇宙環境での材料安定性という観点から見ると、現在の人工衛星に使用されている FRP はいまだ十分ではないと懸念する声もあり、FRM の持つ諸特性が注目、期待されている。したがって、将来の大型衛星の開発や宇宙基地計画においては、FRM の研究開発およびその有効な利用を十分考えておく必要がある。

文 献

- 1) T. L. ELEGNTE and R. R. BOWMAN: AIAA/SAE 14th Joint Propulsion Conference, July 25-27 (1978)
- 2) 細村建夫, 石倉精三, 白銀 博, 佐藤 博: 日産技報, 17 (1981), p. 149
- 3) W. KOTLENSKY: Chem. and Phys. of Carbon, 9 (1973), p. 174
- 4) C. A. CHASE: AIAA/SAE 11th Joint Propulsion Conference, July 25-27 (1978)
- 5) SAMPE Quarterly, July (1977)
- 6) Catalog by Fiber Materials Inc., Biddeford U. S. A. (1975)
- 7) E. R. STOVER: Ext. Abst. 11th Biennial Conf. on Carbon, 277-8 (1978)
- 8) Aircraft Engineering, Sept. 24-26 (1976)
- 9) P. R. BECKER: Amer. Ceram. Soc. Bull., 60 1210-4 (1981)
- 10) G. HANSELMANN, H. HEIBLER and W. WURTINGER: AIAA/SAE 13th Propulsion Conference, July 11-13 (1977)
- 11) 森 大吉郎: 日本航空宇宙学会誌, 28 (1980), p. 257
- 12) D. A. MACNAB and S. T. PETERS: SAMPE Journal (1983) Nov./Dec. p. 12
- 13) 和田 薫: 日本航空宇宙学会誌, 17 (1969), p. 31
- 14) R. A. STONIER and H. L. HILLEALAND: 19th SAMPE (1974)
- 15) C. K. H. DHARAN: ICCM 2 (1978)
- 16) J. PRUNTY and R. HALL: 22th SAMPE (1977)
- 17) L. S. STONIER, Jr., J. M. GRIMWOOD and C. C. ALEXANDER: NASA SP-4201 (1966)
- 18) J. M. GRIMWOOD, B. C. HACKER and P. J. VORZIMMER: NASA SP-4002 (1969)
- 19) P. W. MALIK and G. A. SOUR: NASA CR-1106 (1968)
- 20) J. E. PAVLOSKY and L. G. St. LEGER: NASA TND-7564 (1974)
- 21) A. V. GOMEZ, D. M. CURRY and C. G. JOHNSON: AIAA paper 71-445 (1971)
- 22) G. STROUBAL and D. J. TILLIAN: Astronautics & Aeronautics (1976) Jan.
- 23) P. A. COOPER and P. F. HOLLOWAY: Astronautics & Aeronautics (1981) Jan.
- 24) Volumez: NASA TMX-2721
- 25) G. G. LISKAY and C. D. BROWNFIELD: 20th SAMPE (1975)