

宇宙開発における構造材料の現状と将来

森野美樹

Yoshiki Morino

宇宙開発事業団 技術研究本部
主任開発部員

Structural Materials in Space Development
— Present Status and Future Potential of Composite Material Applications —

1 はじめに

宇宙開発は地上の物体を地球周回軌道に投入するロケット技術の確立により可能となった。地球の重力に打ち勝ってロケットを打ち上げ、軌道に投入するためには大きな推進エネルギーを必要とする。効率的に宇宙開発を進めるにはより軽く、より強い材料でロケットを製作して軌道投入可能重量を大きくする必要がある。また打ち上げる搭載物もできるだけ軽く作り、より多くのものを宇宙に輸送する必要がある。現在の技術では地球周回軌道に到達するまでに、何段かのロケットを投棄して上段のみを軌道に到達させる多段式の打ち上げ方式を取らざるを得ないが、このためロケットのほとんどの部分は使い捨てとなり、搭載物の単位重量当たりの打ち上げコストも高くなる。現在米国で活躍中のスペースシャトルは機体の大部分を回収することにより宇宙輸送コストの削減をねらった宇宙輸送機であったが、開発当初の目論見と異なり、整備費用を含めた運用コストが予想外に高くなり、従来の使い捨てロケットよりもかえって大幅な打ち上げコスト増となっている。このため、打ち上げコストを現在の使い捨て型ロケット（低軌道で1kg当たり約100万円）の10分の1以下に押さえることを目標として、1段式で軌道まで到達したのち搭載物を放出してから再び地上に帰還する完全再使用型の宇宙輸送機を目指した研究開発が世界的に進んでいる。

このように大幅な技術向上を実現するには材料面での画期的な技術革新が不可欠である。また単一の材料では性能向上への寄与が限られたものになるため、異種の材料を組み合わせて要求される機能を満足する複合材料の技術が積極的に活用されようとしている。最もポピュラーな構造用複合材料は強度・弾性率の大きい各種の繊維状材料を樹脂、金属、セラミックなどで固めた形態である。このなかでも宇宙用途には炭素繊維を用いた樹脂系複合材料(CFRP)が

最も広く適用されており、今後も航空宇宙分野のみならず、民生分野への適用拡大が進むとともに、性能・機能の向上が図られていくものと思われる。本稿では、このような複合材料による軽量化、高性能化に焦点を当てて、現状の技術水準および最近の宇宙分野の材料応用技術の趨勢を述べてみたい。ただし、筆者の知識・経験の範囲内で述べるため、主として宇宙輸送系分野のCFRPの話題を中心とした内容になっていることをお断りしておきたい。

2 現在のロケット・人工衛星の材料

現在の使い捨て型ロケットの構造材料は、基本的には1960年代の月着陸を目指した米国のアポロ計画の超大型ロケットサターン5型ロケットの技術を継承している。サターン5型ロケットの第1段から第3段までの構造材料はほとんどがアルミニウム合金であった。日本の現在の主力ロケットH-2ロケット(図1に示す)の構造体もコア機体(中央の液体ロケット第1段、第2段)の大部分はアルミニウム合金で製作されている。構造体の大部分を占める極低温推進薬タンクでは溶接性のよい2219合金が用いられている。この合金はヨーロッパのアリアン5型ロケットの1段やスペースシャトルの外部タンクなどに用いられ、極低温推進薬タンク用としての現在の標準材料ともみられる。アル

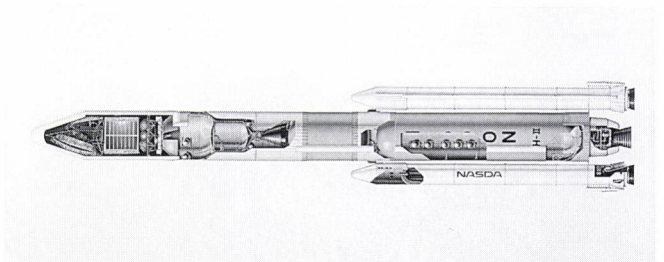


図1 H-2ロケット構造図

ミニウム合金タンクは切削加工、曲げ加工、熱処理、耐食処理、溶接、リベット結合等によって組み立てられ、最も成熟したロケット材料といえる。複合材料の適用は非常に限定されており、軽量化要求の高い上段の一部の構造や、衛星の軌道変換用の固体ロケットモータケースをカーボンやアラミド繊維によるフィラメントワインディングで製作していることが最近までの主な例であった。特殊な用途としては極低温推進薬タンクの共通隔壁のハニカムコアとしてフェノール樹脂系CFRPの使用例、固体ロケットモータノズルや再突入カプセルのアブレーション耐熱材としての使用例などがある。しかし、複合材技術の成熟により、最近では大型部品への適用も目立つようになってきた。その例としてハニカムサンドイッチ製の衛星フェアリングや大型固体ロケットのモータケースがある。後者については、H-2改良型のH-2Aロケットの段間部構造や固体ロケットブースター、M-Vロケット第2段ロケットのモータケース¹⁾などが開発されつつある。一方、人工衛星の構造材料としては、軽量化要求がロケットより厳しいため、とくに大型の衛星においては従来からCFRPをフェース材とするハニカムサンドイッチ構造が主流となっている。また衛星に搭載する大型アンテナにおいては形状精度の要求が厳しいため、熱膨張率の非常に小さいCFRPが多用されている。

3 宇宙往還機の耐熱材料

使い捨て型ロケットは打ち上げられて海上に落下したり、あるいは人工衛星と同じく地球周回軌道に入ったりするが、そのまま放置されて再使用されることはない。これと異なり、地球周回軌道に入って衛星等を軌道上に放出し

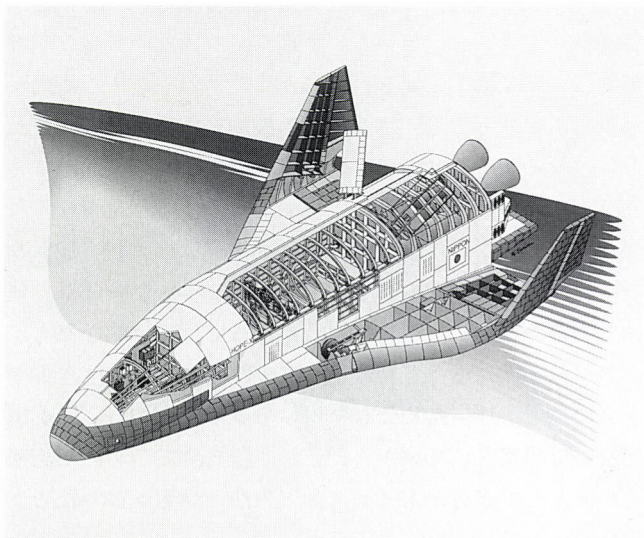


図2 HOPE-X構造図

た後大気圏に再突入して地上まで戻ってくる機体を宇宙往還機というが、このタイプの機体では再突入時の過酷な空気力学的加熱(空力加熱)に耐えるように表面を耐熱材で覆う必要がある。この代表例が米国のスペースシャトルや日本で開発中の宇宙往還実験機HOPE-Xであり、再突入する部分(オービターと呼ばれる)は飛行機状の外形をもっている。図2にHOPE-Xの構造と使用材料を示す。空力加熱の大きさは機体の場所によって異なるが、一般に機体前方のほうが厳しく、また再突入の姿勢の関係から機体上面より機体下面のほうが厳しい。大部分の機体表面の温度は1300℃以下でありセラミックタイルなどの軽量な耐熱・断熱材が適用可能であるが、最も加熱の厳しい機首部や翼前縁の温度は1600℃にも達するためこのような材料は使用できない。このレベルの高温に耐える材料はごく限られており、現状でカーボン繊維とカーボンマトリックスの組み合わせによる複合材料(C/C材料)が実用化されている唯一のものである²⁾。この材料は2000℃を超えても強度特性の劣化が見られないが、空気中で酸化により損耗するという問題がある。これに対処するため、C/C材料の表面にSiCの皮膜(コーティング)を生成するという処理を行なっている(図3参照)。このコーティング処理は高温で行なうので、処理後常温に戻る際にSiCとC/Cの熱膨張率の相違のためコーティング層にクラックが生じる。このクラックを通じて酸素が侵入することによる酸化を防ぐため、SiC表面にガラスの塗布を行なうなどの対策を施している。このような耐熱コーティングを施した材料が大気圏再突入の加熱環境においてどのように損耗して行くかについては、アーク加熱風洞により地上で実験的に調べられている。この現象は高温で希薄な解離空気と材料表面の複雑な化学反応を伴っており³⁾、いまだ十分な解明はなされておらず将来の耐熱設計の高度化のために研究の進展が望まれる分野である。

一方機体の内部構造の材料は大部分がアルミニウム合金となっており、これは米国スペースシャトルと同様である。ただし、主翼の先端のチップフィンと呼んでいる部分の内

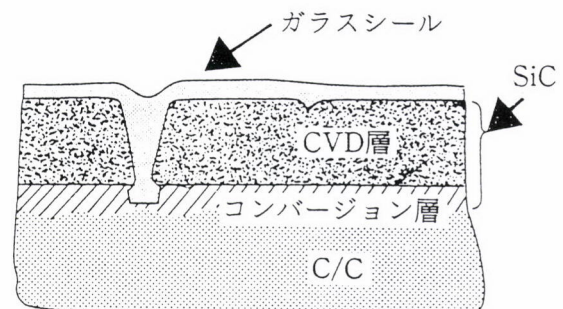


図3 C/C材表面の耐熱コーティング

部構造はカーボン/ポリイミド(C/Pi)複合材料⁴⁾で製作される。CFRPの樹脂としてはエポキシ樹脂系(C/Ep)がもっとも一般的であるが、耐熱温度はせいぜい120℃程度である。これに対しC/Piは、強度・剛性がC/Epと変わらない上に300℃程度までの耐熱性を有しているため、高い加熱を受ける機体の構造材料として大きな利点がある。但しこの材料の欠点として、硬化時に水分やアルコールの除去が必要であること、硬化温度が高いこと等による成形コスト高、熱サイクルによりマイクロクラックが発生しやすいことなどがあり、広く実用化されるにはまだ課題が多いと思われる。耐熱CFRPとしてはこの他にビスマレイミド樹脂を用いたものがあり、米国等で戦闘機などに使用されている。

4 完全再使用型宇宙輸送機を目指した技術開発

スペースシャトルは地球周回軌道への往復・再使用という、宇宙輸送技術においての重要な発展を実現したが、打ち上げの度に大きな燃料タンクを使い捨てており、また再打ち上げのための補修・整備にかなりのコストが費やされている。このため開発当初の使い捨て型を置きかえるという目論見は大きく外れ、使い捨て型よりも大幅にコスト高の打ち上げ手段となっている。宇宙活動を本格的に活発化させるためには、打ち上げコストの画期的な低減化が必要とされており、このために使い捨てる部分のない完全再使用型ロケットの開発の必要性が叫ばれるようになってきた。このようなロケットは1段式や、2段式、またロケットエンジンに加えて空気吸い込み式エンジンを使用するなど色々なタイプが考えられる。1段式で地球周回軌道に到達する機体をSSTO(Single Stage To Orbit)と称しているが、SSTOで且つロケットのみを使用するタイプ(SSTO-R)が、最近NASAが真剣に開発に取り組み始めたせいもあって注目を集めている。このようなロケットを実現するためには、構造材料の徹底的な軽量化が不可欠である。図4にSSTOの構想の一例として宇宙開発事業団で検討中の機体構想図を示す⁵⁾。機体の前方部を始めとするかなりの部分は、再突入時の温度上昇のため往還機と同じく耐熱材を必要とする。ただし多数回の再使用を実現するため耐久性の要求がより高度なものとなる。また打ち上げコストを下げるため点検や補修を最小限に留めなければならない。このためには既存の材料では不十分であり、よりすぐれた耐熱材を開発する必要がある。セラミックタイルの表面の強度を増すことや、また逆に可撓性をもたせて機体外板への装着性の向上を図るなどの改良が検討されている。現在米国で開発中のSSTO実験機X-33では金属製の表皮をも

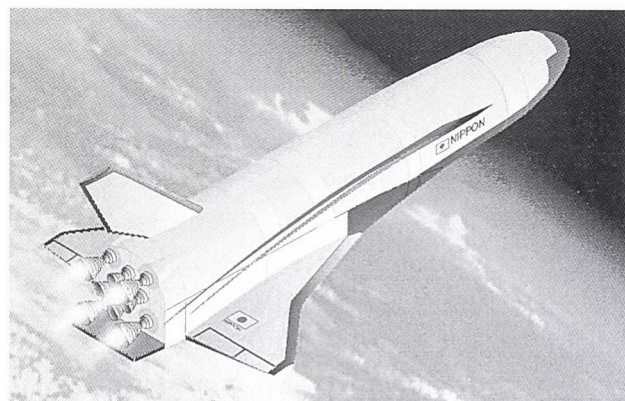


図4 SSTO構想図

つ熱防護材を機体の大部分に採用し、運用性の向上を図っている⁶⁾。機首部等の超高温部にはC/Cの他にC/SiCなどの適用が検討されているが、100回程度まで軽微な補修で再使用できるシステムの実現にはまだ課題が多いと思われる。

SSTOが既存の往還機と大きく異なる点は機体構造のかんりの部分を推進薬タンクが占めるということである。推進薬としては推進効率の向上のため、極低温の液体水素、液体酸素の組み合わせが有力である。このような極低温に使用するロケットタンクの材料としては従来アルミニウム合金の溶接構造が主流であった。最近アルミニウムを主成分としつつ軽量なりチウムを少量含ませ比強度・比弾性率を向上させたアルミリチウム合金が開発され、スペースシャトルの大型外部タンクの軽量化に適用されようとしている。これによる軽量化率は5%から10%程度と考えられる。この程度の軽量化では構造重量削減要求の厳しいSSTOでは不十分であり、さらに大幅な重量軽減を目指すことが求められている。このために比強度・比剛性がアルミニウム合金に比べ2倍以上にも達する先進CFRPに対する期待が大きくなっている。実際にどの程度の軽量化が必要かについては、主翼をはじめとした他の構造体、耐熱システムの性能と重量、エンジンの性能と重量などとの兼ね合いになるが、これらの要素は比較的に技術が成熟しており近未来での画期的技術向上の余地は小さいと見られるため、CFRPによる極低温タンク軽量化率は最大40~50%まで求められる可能性もある。CFRPをこの様な極低温で使用できるかどうかについては数年前までは否定的な見方が多かったように思う。SSTOの初期の検討では液体水素タンクに熱可塑性樹脂PEEKを用いる案が英国のHOTOL構想などで提案されていた。PEEKは極低温まで含めた高靱性材料として定評があるが、加工方法に課題が多いため実用化が進んでいない。ところが、数年前、米国での宇宙航空機構想NASPの研究の一環として高靱性・高耐熱性のエ

ポキシ樹脂系CFRPを極低温タンクに適用する研究が行われ、その実用可能性が認識された。NASP計画はその後中止になったが、CFRP極低温タンクの研究成果は引き続きNASAが実施しているSSTO計画に引き継がれ⁷⁾、米国MDAC社がNASAと共同で実施したDC-XA実験機で飛行試験機の液体水素タンクとして史上初のフライトに成功している。その後、現在まで引き続き実施されているX-33計画でも高靱性エポキシ系のCFRPが液体水素タンクの候補材料として採用されている。これらの高靱性エポキシは極低温用として特別に開発されたものではなく、10年ほど前から大型航空機用のCFRP材料としてボーイング社から高靱性・高耐熱に関する高度なスペックが提示され、航空機材料メーカーがこれを満足するものを開発したものが流用されている。

宇宙開発事業団と宇宙航空研究所は昨年度(平成9年度)より、完全再使用型宇宙輸送機の極低温タンクへのCFRP材料の適用を目指した共同研究を開始した。初年度は有望な数種類の高靱性CFRP材料の極低温特性に関する実験的研究を行なった⁸⁾。図5にこの研究で得られた各種CFRP材料の室温から液体ヘリウム温度までの引張強度を示す⁹⁾。ここで積層は疑似等方性で板厚は約2.2mmとした。この図に見られるように、ほとんどの材料は液体ヘリウム温度で室温と比べ若干の強度低下を示しているが、とくに低温で異常な破壊を示した例はなく、構造材として極低温での使用に大きな問題のないことが分かった。但し、破壊荷重よりもかなり低い荷重で樹脂部分にマイクロクラックが発生することが観察されており、またこのクラック発生時点は低温ほど低い荷重で起こり、液体ヘリウム温度では荷重初期から発生していると思われるため、これが推進薬の漏洩に結びつくかどうか大きな技術課題と考えている。当面は現時点で開発済みの材料の適用性を検討することとしているが、現在の材料ではSSTOの実現に不十分ということ

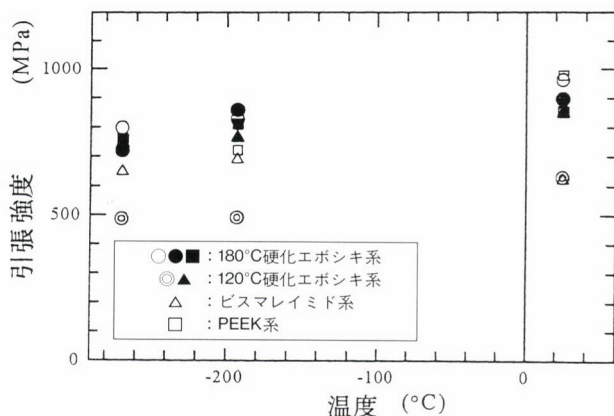


図5 CFRPの極低温強度

になれば、極低温に適した新規の材料の開発に進む必要が生じることも考えられる。SSTOの構想は1960年代から検討されてきていたが、材料面での技術的裏付けがなく単なる机上の計画に過ぎなかった。しかしCFRP材料をはじめとする材料技術の最近の進歩により、もしかしたら近い将来に実現するのではないかと希望が出てきたのが最近の状況だと思われる。最終的に実用的なSSTOを実現するには材料のほかにエンジン技術、耐熱技術、運用技術などの総合的技術進歩が伴わなければならないが、その突破口として最新の材料技術の適用による極低温タンク的大幅な軽量化の達成は重要なステップになるものと考えられる。

5 むすび

本稿では宇宙開発における材料の役割を、特に複合材料の将来性に重点を置いて解説してみた。中でも近年本格的に研究が始まっている単段式宇宙輸送機の実現に向けての材料技術の重要性をできるだけ詳しく述べた。本稿を読まれた方々に、宇宙開発関係者からの材料技術に対する期待の大きさを感じ取っていただければ、筆者の望外の幸せである。

参考文献

- 1) J. Onoda, K. Minesugi, M. Nakamura and N. Yanagisawa : Development Status of Second Stage FW Motor Casing of M-V Satellite Launcher, 21st International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 98-b-23, Omiya, Japan, (1998)
- 2) Y. Morino, K. Yodate and T. Yoshinaka : Research on C/C Composites for the HOPE Reentry Vehicle, 44th International Astronautical Congress, IAF-93-I. 3. 223, Graz, Austria, (1993)
- 3) Y. Morino, T. Yoshinaka, M. Auweter-Kurtz, G. Hilfer, H.-D. Speckman, A. Sakai : Erosion Characteristics of SiC Coated C/C Materials in Arc Heated High Enthalpy Air Flow, IAF-97-I. 4.02, Turin, Italy, (1998)
- 4) 森野美樹 : カーボンポリイミド複合材料の宇宙機構造への適用性について, 第34回飛行機シンポジウム, 鳥取, (1996)
- 5) H. Taniguchi, A. Kanmuri : Rocket SSTO Concept Study, 21st International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 98-o-1-4V, Omiya, Japan, (1998)
- 6) S. Cook : X-33 Reusable Launch Vehicle Structural

Technologies, AIAA 7th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA-96-4563, Norfolk, VA, (1996)

- 7) M. J. Robinson : Composite Cryogenic Propellant Tank Development, AIAA-94-1375-CP.
- 8) Y. Morino, T. Ishikawa, T. Aoki, H. Kumazawa and Y. Hayashi : Feasibility Study of CFRP Material Application to the Cryogenic Propellant Tank of

Reusable Launch Vehicles, 21st International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 98-b-22, Omiya, Japan, (1998)

- 9) 熊沢 寿, 林 洋一, 石川隆司, 青木隆平, 森野美樹 : 再使用型ロケット推進剤タンク用CFRP複合材料の極低温における破壊強度, 第40回構造強度に関する講演会, 高知, (1998)

(1998年7月3日受付)