宇宙開発と材料

坂 本 昭*

1. はじめに

宇宙開発委員会，長期政策懇談会は，昭和 62 年 5 月に「宇宙開発の新時代を目指して」と題して我が国の宇宙開発のあり方を提言している⁽¹⁾．1990 年代半ばまで

に技術試験衛星 VI 型(ETS-VI)および H-II ロケットの開発を進め，我が国として保有すべき大型衛星および大型ロケットに係る基礎的自主技術の確立とその定着化を図る．また国際協力による宇宙ステーション計画に積極的に参加し，宇宙活動の基盤となる宇宙インフラストラクチャーの開発を開始する．1990 年代後半から 21 世紀初

図 1 21 世紀の宇宙活動の姿。

* 三菱重工業株式会社名古屋航空機製作所研究部次長
Space Development and Materials; Akira Sakamoto
(Nagoya Aircraft Works, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd., Nagoya)
Keywords: space system, rocket, satellite, space station, space plane, metallic material, composite material, polymer matrix composites, metal matrix composites
1988 年 7 月 6 日受理

頭にかけは，宇宙ステーションの運用の開始およびこれを中心とした宇宙インフラストラクチャーの開発・運用を進め有人宇宙活動の拡大，発展を図る．21 世紀初頭以降は，世界の宇宙活動の発展方向に対応し，我が国としても宇宙インフラストラクチャーを基盤として宇宙活動を全面的に展開するものとしている．

図 1 はこの報告に 21 世紀の宇宙活動の姿として載せ

られているもので、開発に登場する宇宙輸送手段、宇宙施設が地球を中心に描かれている。開発中の H-II ロケットは、2 トン級衛星の静止軌道への投入が可能であり、同機を用いた HOPE(H-II Orbiting Plane, 有翼宇宙往還機)や更にその先の水平離着陸の有人宇宙飛行機(スペースプレーン)が登場している。

画面中央の低軌道上には、宇宙ステーションが、更には宇宙活動の宇宙工場への発展が示されている。

本文では、これら 21 世紀の宇宙開発を念頭において、ロケット、宇宙往還機、衛星、宇宙ステーション等の各種宇宙システムが、どのような材料および材料技術を要求して来たか。またこれから何を要求するのかといった観点から述べてみたい。

2. 材料に対する宇宙システムの要求

表 1 に各種宇宙機器の材料に対する一般的要求条件をとりまとめて示す。

ロケットには、8 km/s という超高速を出さなければ軌道に乗れないという壁がある。これを越えるためには、エンジンの比推力(推進剤の噴出速度を重力加速度で除した値)が高く、質量比(ロケットの全体質量のうち、どれだけ推進剤が積めるか、あるいはどれだけ構造が軽くできるかを示す尺度、全体質量を構造質量で除した値)が大きいたることが必要となる。したがって、機体およびエンジンとも構造材料は、高比強度、比剛性が要求される。

近代ロケットの原型である V-2 は、外形を構成する外殻構造の中に推進剤タンクを収納する様式を採っていたが、その後の液体ロケットでは推進剤タンクが外殻構造体をも兼ねる様式となり、機体構造体は推進剤タンクと段間構造に区分されるようになった。図 2 に我が国で開発中の H-II ロケットの構造の概要を示す。

推進剤タンクは、発射時の全備質量の約 90% を占める推進剤を蓄える压力容器であるとともに、飛行時の大きな加速度ならびに空気力による荷重に耐えねばならず、

表 1 材料に対する宇宙システムの要求。

ロケット	<ul style="list-style-type: none"> <一般構造>比剛性 <推進剤タンク>比強度、極低温特性、気密性 <エンジン>比強度、耐熱衝撃性、耐熱性、耐水素環境脆化、極低温特性
衛星	<ul style="list-style-type: none"> 比剛性、低熱膨張係数(熱的寸法安定性) 耐宇宙環境性(紫外線劣化、放射線劣化…)
宇宙ステーション	<ul style="list-style-type: none"> 比剛性、低熱膨張係数(熱的寸法安定性) 耐宇宙環境性(紫外線劣化、放射線劣化、原子状酸素によるエロージョン)
宇宙往還機 スペースプレーン	比強度、比剛性、耐熱性(～2270 K)

図 2 H-II ロケットの構造概要⁽²⁾。

機体構成品質量の大半を占めることから最も軽量化が要求されるものである。このため、風船のごとく内圧で形状、剛性を保つ鋼製のタンクと、内圧に頼らず形状、剛性を保つための補強リブをもつアルミニウム合金製の 2 つの流れがあったが、前者は取扱いに困難を生じることと、溶接可能な高強度アルミニウム合金の採用により主流とはなり得なかった。また比推力の高い液体酸素/液体水素エンジンとなるに至り、極低温での脆性の問題から、ますますその傾向を強めている。

一方、段間の一般構造は、エンジン、電子機器等の艤装品を搭載するとともに、推進剤タンクと同様に飛行時の荷重に耐える必要がある。この構造は航空機の構造と同様、リベット結合が今なお主流であるが、大型一体機械加工品の多用により結合部を極力減らし軽量化が図られている。

航空機と異なる点は、使い捨てロケットでは、1 回の飛行にのみ使用され、疲労強度の考慮が不要ということと、圧縮による座屈強度ならびに搭載品の支持剛性確保が主要条件となるため、比強度よりも比剛性の大きい材料を選択することにある。このため特に軽量化が必要な上段構造には、高比剛性の CFRP(carbon fiber reinforced plastic)の採用が主流になりつつある。また、材料面のみならず、波板、ハニカム・パネル等の構造様

式面での高効率化もなされている。

液体ロケットエンジンは、航空機用ガスタービンに比べて、極めて短時間に全速運転を行なうという特徴がある。そのため航空機用ガスタービンが長時間の疲労やクリープ強度が要求されるのに対して、耐熱衝撃性が要求される。

また、液体ロケットの推進剤は、ケロシン/液体酸素、エアロジン 50/四酸化二窒素あるいは、液体水素/液体酸素の組合せが主であり、いずれも 3300 K (3000°C) 以上の燃焼温度に達する。しかし、燃焼室は数百本の管を束ねてろう付組立し、その管内を通る推進剤により冷却する構造を採用しているため(図 3)、燃焼温度から推察されるほど耐熱性の優れた材料は使用されていない。エンジン作動時の燃焼室の内筒においては、ガス側は 3300 K の燃焼ガスに、推進剤冷却側は 20 K (−253°C) の液体水素に接しており、肉厚約 1 mm の内外面の温度差は 1000 K 以上にも達する。このため、内外面の熱歪は過大となり材料の弾性変形域を越え塑性域にある。したがって、熱伝導率が高く、靱性の大きいことが要求され、純 Ni 製の管や無酸素銅や特殊な銅合金が使用される。

なお、液体水素を推進剤とする場合は、水素環境に曝らされる構造には水素脆化に対する十分な配慮が必要となる。

固体ロケット用材料は、構造材料と耐熱材料に大別さ

れる。構造材料では、ロケットの機体構造であり、また燃焼ガスの圧力を保つ圧力容器でもあるモータ・ケース用材料が最も重要である。質量比を高めるために、比強度の大きくかつ、金属材料では溶接構造が採用できることが必要である。金属材料では各種の高抗力鋼、チタン合金が主であり、複合材料で CFRP, AFRP (aramid fiber reinforced plastic) などがある。これらは、エポキシ樹脂を含浸させて強化繊維をフィラメント・ワインディング機によってワインディングし、加熱硬化する方法によって作られる。

耐熱材料としては、3300 K に達する高温、高圧、高速の燃焼ガスに曝されるノズル用材料には、グラファイト、CFRP, GFRP (glass fiber reinforced plastic) 等が、耐熱というよりは、材料自身の熱分解、昇華、溶融などの消耗による吸熱効果を生成炭化層により断熱するアブレーション材料が主に使用されている。

衛星では、打上げ過程の静負荷、振動、衝撃荷重に耐え、姿勢制御系との干渉を除くことが必要であることから、ロケットの一般構造部と同様に比剛性の大きい材料が要求される。また温度差 (120 K ~ 420 K)、温度変化に対して寸法維持および形状安定性つまり熱的寸法安定性が良好なことが要求される。それには熱膨張係数が低く、熱伝導率が高いことが望ましい。なお、温度差、温度変化による熱疲労も問題になると思われる。更に、強

図 3 LE-5 エンジン (H-I ロケット第 2 段エンジン) (燃焼室は配管類にかくれて見えないが、ノズルスカートと同様に管束ろう付構造である)。

い紫外線や放射線等の耐宇宙環境性が問題となる。

宇宙ステーションも基本的には衛星とは同様であるが、大型構造物になる温度差による熱ひずみが更に問題となり冷却システムが必要となる。低軌道上の宇宙ステーションやプラットフォーム等では原子状酸素によるエロージョン⁽³⁾が問題になっており、高分子材料については防止対策が必要となる。

スペースステーション本体に結合される実験モジュール(図4)の構想では、与圧部は、本体よりソース(電力、データ、排熱、空気、水など)の供給を受け、搭乗員が宇宙服などの特殊な服装を要しないで各種実験が可能な実験室である⁽⁴⁾。直径4mのアルミニウム合金製溶接構造の圧力容器であり、放射線防御、隕石防御のための多重構造の外壁を有する。曝露部はCFRPのフレーム構造で原子状酸素対策がとられる。

宇宙往還機では、主構造には比強度、比剛性の大きい軽量高強度材料が要求される。問題は、宇宙飛行より帰還中、機体表面が約1300~1800 K(1000~1500°C)に至る苛酷な熱環境に遭遇することである。スペースシャトルでは、そのアルミニウム合金製の主構造を、この熱環境から保護するために開発された再使用可能なRCC(reinforced carbon/carbon)やシリカ・タイル製の軽量耐熱断熱材による熱防御システムTPS(thermal protection system)に大きく依存している⁽⁵⁾。

ニューオリエントエクスプレスのような水平離陸水平着陸のスペースプレーンは、スペースシャトルの上昇軌道よりは極めて低い高度の軌道上で加速される。この軌道は空気吸込式エンジンを極超音速領域まで拡張するのに適しているが、濃い大気中を飛行するため空力加熱量も格段と大きくなり機体表面は最高2100 K(1800°C)にも達する⁽⁶⁾(図5)。またスペースプレーン用エンジンでは2300 K(2000°C)にも耐える材料/構造が必要となる。

図5 スペースプレーンの推定表面温度⁽⁶⁾
(Mach No=8, 高度=20 km)。

更に、極低温燃料、特に液体水素タンクの防熱が問題となる。外部温度が極めて高いため、タンク内燃料に対する断熱設計も重要課題の一つである。

3. 宇宙機器の材料の現状と将来

前章に述べた宇宙システムの要求を満たす材料として、金属材料としては、高比強度のアルミニウム合金、チタン合金および高抗張力鋼が主となる。高比強度・比剛性の複合材料は衛星や宇宙ステーションに恰好な材料である。ロケットエンジンでは部位により極低温から高温の広範囲の温度域にわたっており、熱衝撃や水素環境脆化問題などから多様な材料が要求される。次世代宇宙材料としては、スペースプレーン用の完全再使用型の熱防御材料やエンジン材料として軽量耐熱材料が必要となるが、これらには、金属間化合物や金属をマトリックスとする金属基複合材料、セラミックス基複合材料、ACC(advanced carbon・carbon)、斜傾機能材料等の複合系の材料が有望視されている。

以下に材料別に現状と将来動向について述べることにしたい。

(1) アルミニウム合金

アルミニウム合金は、液体ロケットの機体構造用材料として重要であるので、機体構造を例に振り返ってみよう。ロケットに使用されてきたアルミニウム合金の例を表2に示す。推進剤タンクの材料として最も重視されるのは、軽量、高強度であるが、タンクをつくる上では溶融溶接が可能でなければならないので、航空機に使われてきた2024, 7075合金は不適当とされ、米国での宇宙開発の初期には溶接性や耐熱性に優れた6061合金が使われた(レッドストーン)が、その後、軽量化をはかるために高強度の2014合金に変更された(デルタ)。この合金は溶接を意識して開発された材料ではないが、当時の溶接技術で可能な最高強度の合金であった。

その後、応力腐食割れや補修溶接など製造工程の安定性の問題、推進剤として液体水素が使われ極低温特性が

図4 日本の実験モジュール(JEM)
(ベースラインコンフィギュレーション)。

表2 ロケット用アルミニウム合金.

合 金	主要合金成分(%)	熱処理状態	材 料 の 種 類	特 徴 ・ 用 途
2014	4.5Cu-0.8Si-0.8Mn-0.6Mg	O T6XX	鍛造材, 板 押出材, 棒, 管	鍛造性良好, 溶接可, 推進剤タンク, 一般構造用
2024	4.4Cu-1.6Mg-0.6Mn	O, T3 T4, T6 T8XX	板, 押出材, 管 棒, 線	じん性良好(T3, T4) 外板, 一般構造用
2219	6.3Cu-0.3Mn-0.1V-0.18Zr	O, T6XX T8XX	板, 鍛造材 棒, 管, 線,	耐応力腐食割れ性良好, 溶接可, 推進剤タンク, インジェクタ
2618	2.3Cu-1.6Mg-1.1Fe-1.1Ni-0.18Si	T6XX	鍛造材	高温強度良好, 一般構造用
5052	2.5Mg-0.25Cr	O HXX	板, 管, 棒 鍛造材, 線, 箔	耐食性良好, 溶接性良好, 2次構造用, ハニカム用
6061	1Mg-0.6Si-0.28Cu-0.2Cr	O, T4XX T6XX	板, 管, 棒 鍛造材, 線, 箔	耐食性良好, 溶接性良好, 2次構造用, 配管用
7020	4.5Zn-1.2Mg-0.28Mn-0.16Zr+Ti	O, T4XX T6XX	板, 鍛造材	室温時効性あり, 溶接可, 推進剤タンク, 一般構造用
7075	5.6Zn-2.5Mg-1.6Cu-0.23Cr	O, T6XX T73XX	板, 鍛造材 押出材, 棒, 管, 線	高強度, 耐応力腐食割れ性良好 (T73XX), 一般構造用

ますます重視されてきたところから, 同じく高強度熱処理合金, 2219が採用され, 現在に至っている(サターン⁽⁷⁾, スペースシャトル外部タンク⁽⁸⁾).

スペースシャトルオービターの乗員の搭乗するクルーモジュールは溶接による一体構造となっており, 2219合金が使われている⁽⁸⁾.

我が国においても, 開発着手頭初は 2014 合金を採用していた(N ロケット)が, その後は米国と同様に 2219 合金に変更している(N-Ⅱ, H-Ⅰ, H-Ⅱ).

アルミニウム合金の中では, Al-Zn-Mg 系 3 元合金は溶接性がよく, 強度も高い. 欧州のアリアンロケットにはこの 3 元合金 7020(AZ5G)が一貫して使用されている⁽⁹⁾.

推進剤タンクは, 今後もアルミニウム合金の溶接構造が続くと予想され, また前述の実験モジュールの与圧部のように宇宙ステーション, 有人プラットフォーム等の有人部に採用されるはずである. 更に, スペースプレーン開発上の必須技術として超軽量極低温タンクが挙げられるなど, より高強度の溶接用アルミニウム合金の出現が望まれる.

我が国でも, 3 元合金をベースに航空宇宙機器を狙った溶接用高強度アルミニウム合金の開発が進められており⁽¹⁰⁾その成果が期待される.

段間構造等の一般構造部は, 航空機と同様に, 一般に 2024, 7075 などの高力アルミニウム合金が使われており, 外板部は耐食性の面より合せ板で, 厚肉構造部には応力腐食割れを防止するため, 7075-T73 となっている.

今後のロケットの機体構造には, 航空機でみられるように樹脂系複合材料の大幅な進出が予想されるが, アルミニウム合金においては, 2324, 7150 など現用の改良合金や 7090 や IN-9021 粉末冶金合金, さらに現在実用化が進みつつある低密度, 高剛性の Al-Li 合金などが有望であり, 今後, 検討の対象となるものと思われる.

(2) チタン合金

人工衛星を所定の軌道へ投入する際に使用される上段

用球形モータ・ケース用の材料としては, 質量比の少しでも大きい材料が要求される. 高比強度で, 溶接性が良好なチタン合金, Ti-6Al-4V が用いられている. この場合, 溶体化時効処理(STA)で溶接し, 応力除去処理を施すだけで, STA 材に対し, 90% 程度の継手効率が得られる⁽¹¹⁾.

タンク加圧用気蓄器等の高圧ガス容器には, 初期のロケットでは鋼が用いられていたが, 現在では高比強度の点から Ti-6Al-4V の STA 材がもっぱら用いられている. H-Ⅱ ロケットでは, He ガスを貯えた気蓄器を液体水素タンクの内部に設置し, より高温状態の容器を用いる場合に比べて, 容器の体積, 質量を小さく抑えることに成功している. この場合は, 極低温における材料の脆性特性の配慮から焼なまし状態で使用している.

従来, 压力容器は鍛造素材から機械加工により製作されていたが, スペースシャトルでは, Ti-5Al-2.5Sn ELI の精密鑄造品が適用されており, また近年, 超塑性加工技術の発展により板材からの成形による低コスト化が進められている.

チタン合金の特殊用途例として, CFRP 部材との結合金具がある. これは電食防止と, 熱ひずみ特性を CFRP 材に近づけ高温下での成形時のクラック発生防止を狙ったものである. また, 熱伝導率が低いという特性を利用して, 液体水素タンクの前後にチタン合金製構造を設け, 段間部構造からの入熱を抑制している.

チタン合金の耐熱性と超塑性に注目し, スペースシャトル以降の宇宙往還機の TPS として, multi-wall タイプの遮熱構造が研究されている. 更に耐熱性を高めるために, Ti-Al 金属間化合物の適用も検討されている. なお, 金属製 TPS としては, これらより高温部用の超合金のハニカムの開発も進められている.

(3) 高抗張力鋼⁽¹¹⁾

固体ロケットモータ・ケースは, 前部および後部の鏡板が鍛造材, 胴部の円筒は板巻き溶接からなり(図 6),

図6 固体ロケットモータ・ケースの概略構成⁽¹¹⁾。

一般には溶接後全体を熱処理して強度を出している。

使用される高抗張力鋼でポピュラーなものは、AISI4130 および 4132 等の Cr-Mo 鋼であり、引張強さ 1.2~1.3 GPa に熱処理され、ミューロケットの補助ブースタ、N ロケットのストラップオン・ブースタ他に使用され、多くの実績がある。

更に高強度が要求されるモータ・ケースや焼入性が問題となる部位には、AISI4340 や D6AC 等の Ni-Cr-Mo 鋼が 1.3~1.6 GPa に熱処理されて使用される。これらの材料は炭素量が 0.35~0.45% と比較的高く、溶接割れの心配もあり、その点が難点である。

スペースシャトル用の固体ロケット・モータには、D6AC が採用され、直径 3.7 m のモータ・ケースが製作されている。この場合は、前部および後部の鏡板、および胴部の円筒をそれぞれ一体で製作し、最後に各セグメントを機械的に結合するという方法を採用し、溶接をさせている。

9Ni-4Co 鋼をベースとして開発されたペーナイト鋼、HT140N や NT150 鋼は 1.5 GPa 級の強度を有し、溶接性が良好で、調質材の溶接のままで 100% 近い継手効率が得られるため、溶接のままか、応力除去焼なましのみで使用し得る。使用例としては、S520 型に HT140N、TT500 型に NT150 が使用されている。H-II ロケットの固体ロケットブースタ(SRB)には NT150 が採用されることになっている。

マルエージング鋼は、溶接性に良好であり、溶接後熱処理で高強度を出すことができ、そのため熱処理歪も小さいという特徴がある。ミューロケットの第1段、第2段モータ・ケースには 300 グレードの 18Ni マルエージング鋼(強度 2.1 GPa 級)が使用されている。

(4) 複 合 材 料

図7に代表的な繊維強化複合材料の比強度 - 比剛性関係を示す。これらのうち、マトリックスの密度が小さく圧倒的に比強度の大きい樹脂基複合材料は、大幅な軽量化が期待される航空機構造材料としての応用が進み、1次構造材として用いられるに至り、大量使用時代に入ろうとしている⁽¹²⁾。宇宙機器における複合材料の利用は急速に進んでおり、人工衛星の構造体への適用では航空

図7 各種繊維強化複合材料の比強度 - 比剛性関係。

$$\left(1 \times 10^6 \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-2} = 1 \text{ MPa} / (\text{Mg} / \text{m}^3) = 1 \times 10^3 (\text{kgf} / \text{mm}^2) / (\text{g} / \text{cm}^3)\right)$$

機を上回る実用化レベルに達していると言える程である。

宇宙機器への複合材料の応用は、はじめは主として軽量化要求から衛星のサブストレートや太陽電池パネルなどの GFRP または CFRP 表皮とアルミニウムハニカム・コア・サンドイッチ構造から、高剛性、低熱膨張を要求されるアンテナ類に多く使用され、最近では衛星の主構造体に適用されている⁽¹³⁾。

航空機構造に用いられる CFRP は、主として高強度炭素繊維/エポキシ樹脂系であるが、宇宙機器に多用されている CFRP は、高弾性率炭素繊維/エポキシ樹脂系である。比剛性が大きく、熱膨張係数が小さいという特徴が、衛星の軽量化、熱的寸法安定性要求に十分に役立てられており、宇宙ステーションのような厳しい寸法安定性が要求される大型構造の材料として今後益々重要になると思われる。

大型構造物は、地上で成形した CFRP のチューブ、フレーム等をコンパクトな状態で宇宙へ運んで組立てなければならないが、熱可塑性樹脂をマトリックスとする CFRP を宇宙で成形、組み立てる方法も考えられている。あらかじめ予備成形した炭素繊維/熱可塑性樹脂(例えば、ポリエーテルサルホン)の薄いテープをリールに巻いて宇宙に運び、図8に示す自動成形機を用いて宇宙で成形し、組み立てようとするものであり、マトリックス樹脂が熱可塑性であることを利用し、宇宙で再加熱し、賦形および溶接を行い、大型構造物の基本構造であるトラス構造を連続的に製造する。

熱可塑性樹脂は前述の易成形性に加えて伸びに優れており、本系樹脂をマトリックスとする CFRP は、現用の熱硬化性のエポキシ樹脂のそれに比べて、靱性が大きく、また耐極低温クレージング性を示すことから、液体

図8 宇宙での成形機(ビームビルダー)⁽¹⁴⁾.

水素タンク材への適用を検討されており、ロケットやスペースプレーン用材料としても注目される。

成形性に優れ、樹脂の安定性も高いエポキシ樹脂は、航空・宇宙用 FRP のマトリックス樹脂として今後も多用されると思われるが、使用限界温度は 423 K (150°C) である。空力加熱が問題となる宇宙往還機では、より高い耐熱性を有する FRP が必要となる。

宇宙開発計画が活発であった 1960 年代より NASA の主導で耐熱性ポリマーの研究が盛んに行われてきたが、1975 年より CASTS (Composites Advanced Space Transportation Systems) 計画⁽¹⁵⁾の下に、耐熱性複合材料の開発がより活発になった。本計画は、スペースシャトルの 125 回のフライトを想定し、589 K (316°C)、450~1800 ks (125~500 h) の耐久性をもつ CFRP の開発が目的とされた。この計画では多くのポリマーの中からポリイミド樹脂を選び成形性向上研究が進められた結果、CFRP のマトリックス用として、PMR-15 と LARC-160 の付加型ポリイミド樹脂が選定され、各種構造要素の試作、評価が行れた。成形性の向上した PMR 型ポリイミドはスペースシャトルの昇降舵やフラップに使用されている⁽¹⁶⁾。

現用スペースシャトルの主構造は、アルミニウム合金であるが、本系 CFRP の比強度、比剛性はアルミニウム合金のそれよりも大きい上に、耐熱性(589 K (316°C))もアルミニウム合金の耐熱性約 450 K (180°C)より高く、熱膨張係数が表面の断熱タイルに近いので、本来 CFRP を主構造とすることにより、より薄い断熱タイルを応力緩和層を必要とせず直接機体に貼付けることができるので大幅な質量軽減が可能とされている。

耐熱樹脂をマトリックスとする複合材料は、未だ本格的な採用には至っていない。これは現行の耐熱樹脂が成形性や力学特性などに問題があるためで、なお一層の性能向上が必要となっている。我が国においても、昭和 56 年度に発足した次世代産業基盤技術開発制度における複合材料の研究開発において、易成形性耐熱マトリックス

樹脂の開発を目的として研究が進められ、PMR 型ポリイミドの末端基に改良を加え低圧成形を可能にしたもの、熔融粘度が低く、成形時の揮発分の少ないオリゴマー型ポリイミドおよび耐水性、耐酸化性に優れた付加硬化型ポリフェニルキノキサリン樹脂の 3 種の新規耐熱樹脂が開発された⁽¹⁷⁾。

宇宙環境における樹脂系複合材料の耐久性については、材料の歴史がまだ浅いことからデータの蓄積も十分でなく、今後、高耐久性材料の開発はもとより、評価法の確立(促進試験を含む)および実験機などによる実環境データの集積が待たれる。

金属系複合材料(FRM)は、同じ強化繊維を使用するが、比強度、比剛性の点ではいうまでもなく FRP に劣るが、熱伝導率は優れているので、炭素繊維を用いた FRM の熱的寸法安定性は、CFRP より格段に優れたものとなり(図 9)、また原子状酸素によるエロージョンの心配もないなど宇宙用として有望である。

FRM の優位性は、図 10 に示すように何といたっても軽量耐熱材料としてあるのであって、スペースプレーン用材料として大いに期待される。いずれの材料系も今後の研究開発に待つところが多いが、773 K (500°C)までの部位はアルミニウムマトリックス複合材料が、1073 K (800°C)まではチタンおよび Ti-Al 系金属間化合物マトリックス複合材料が、1373 K (1100°C)までの部位は、Ni-Al 系金属間化合物や超合金をマトリックスとする複合材料が候補材料として考えられる。1373 K を越える部位についてはセラミックスマトリックス複合材料、ACC や傾斜機能材料⁽²⁰⁾が用いられることになろう。以上の複合系の材料はいずれも開発途上の材料であるが、21 世紀初頭におけるスペースプレーンの実現には、これらの新材料が不可欠である。

FRM の実用例としては、スペースシャトルオービタの中胴構造のボロン繊維/6061Al の管状トラスが有名であ

図9 各種材料の比剛性と熱変形抵抗の関係⁽¹⁸⁾。

図 10 各種耐熱材料の比強度の温度依存性⁽¹⁹⁾。

る。HIP 法により成形された 243 本の一方向強化の管によって、ベースラインの構造に比べて 44% もの質量軽減がもたらされている⁽²¹⁾。加工法上注目すべきは、管本体を HIP 成形すると同時に末端に Ti-6Al-4V 製のカラーを拡散接合し、これと同材のフィッティングを電子ビーム溶接することにより FRM の結合の問題を解決している点である⁽²²⁾⁽²³⁾。

(5) ロケットエンジン材料

液体酸素/液体水素ロケットエンジンの材料の全体像をスペースシャトルの主エンジン(SSME)の例を引用し

表 3 スペースシャトル主エンジンの材料⁽²⁴⁾。

材 料	適 用 部 位
Inconel 718	バルブ、マニホールド、外殻、ペローズ、ポリユート、ばね 面板、ベーン、アコースティック クリング、スパークプラグア ダプタ ボルト、スクリュ ターボポンプステータおよび ロータ、ハウジングカバー タービン翼 タービンノズル翼 ディスク、シャフト ダクト、タービンハウジング ストラット軸受、バルブシート リテーナリング ポリユートハウジング、ディ フューザ組立 燃焼室内筒 軸受組立 ジンバル軸受およびリング アクチュエータストラッド、 マニホールド インペラ、バルブ シール 軸受
Inconel 625	
René 41	
K-Monel	
MAR M246(DS)	
MAR M246(CC)	
Waspaloy	
Incoloy 903	
A286	
オーステナイト系ステンレス鋼	
440C ステンレス鋼	燃焼室内筒 軸受組立 ジンバル軸受およびリング アクチュエータストラッド、 マニホールド インペラ、バルブ シール 軸受
2024Al	
Tens 50Al 鋳物	
NARloy Z	
ベリリウム銅	
Ti-6Al-6V-2Sn	
Ti-6Al-4V	
Ti-5Al-2.5Sn	
Ag-8Cu	
17-4 PH	

て紹介したい。

SSME に使用されている主要材料を表 3 に示す。コンポーネントは、展伸材および鋳造品の溶接またはろう付構造である。溶接法としては TIG および電子ビーム溶接が適用されている。ろう付組立には、A286, Inconel 625, Inconel 718, Haynes 188 等の超合金の部品を貴金属ろうを用いて、炉中ろう付する方法が専ら採用されている。構造メンバの接合成形法として電鋳法が開発され、燃焼室の溝構造の製作に適用されている。溝を切り込んだ内筒の溝にワックスを充填し、その表面に銀粉で導電性を与え、めっき槽につけ、外表面全体に 10 mm 前後の厚さにめっきした後、ワックスを溶かして冷却溝を作り出している。内筒材として高熱伝導率の析出硬化銅合金、NARloy-Z(Cu-3.5Ag-0.42Zr)を用い、電鋳としては、300 μm 厚さ程度の銅めっきの第 1 層を形成し、その上にニッケルめっきを施している。第 1 層めの銅めっきは、電着ニッケルの水素脆化防止のためである。

エンジン材料および加工プロセスの選定上の主要な冶金的因子の一つとして、水素脆化がある。材料の延性、引張強さ、低サイクル疲労寿命、き裂成長速度等に及ぼす高圧水素環境の影響が問題となる。このタイプの水素脆化は、水素環境脆化(Hydrogen Environment Embrittlement, HEE)と呼ばれるが、マルテンサイト系の高抗張力鋼やステンレス鋼、Inconel 718 や René 41 等の Ni 基超合金、純ニッケル、コバルト合金、チタン合金など多くの材料が、HEE に対し高い脆化感受性を示す。310 や 316 などの安定なオーステナイト系ステンレス鋼、A286, Incoloy 903 など Fe 基超合金、銅合金およびアルミニウム合金の感受性は小さい。

HEE は、材料の内部に吸収された拡散性水素に起因する水素脆化と異なり、水素脆境に曝されると起るが、曝されてもその系外に出すと生じない。また水素環境にあっても、材料の表面に塑性ひずみが生じなければ起かない。

HEE の防止策としては、(a)水素に曝される表面を HEE を生じない材料でめっきまたはオーバーレイなどの方法でバリアーコーティングする。この目的には、金、銅あるいは銀の 50 μm 厚さ程度のめっきが適用される。オーバーレイコーティング用の材料としては、Fe 基の Incoloy 903 が使用できる。(b)塑性ひずみが生じない様、特に切欠、鋭いフィレット、溶接表面欠陥等に対して注意する。(c)感受性の小さい材料を使用する。などが採られている。

エンジンの高性能化は、必然的に水素環境の高圧化を強いであろうし、軽量化要求は HEE 感受性の高い高強度材料を要求することになるので、HEE 感受性の小さい高強度材料の開発の必要性が高まっている。

ターボポンプのタービンでは、タービン入口温度は、

航空ガスタービンに比べると低い、始動、停止時の温度上昇率、下降率が極めて大きいのが特徴であり、タービン翼材には、高熱ひずみ低サイクル疲労強度、高平均応力高サイクル疲労強度、耐 HEE 性、耐熱衝撃性、短時間クリープ・ラプチャ強度が要求され、航空エンジンの場合とかなり異なる。

タービン翼材には、MAR M246+Hf が用いられており、ノズル翼は慣用の精鑄材であるが、動翼は一方凝固材である。

MAR M246 は、1965 年に開発された合金であるが、1023~1223 K(750~950°C)の範囲で、強度、耐クリープ性、耐酸化性が優れていることから、SSME のタービン翼材として注目され、改良研究がなされた。その結果、Hf の添加と凝固制御(一方凝固)により実用化された。

スペースプレーン用のエンジンは、ロケットエンジンも含めいくつかのエンジンの組み合わせが考えられているが、いずれにせよそれらの材料に対する要求は、現用のロケットエンジンや航空エンジンより更に厳しいものとなっている。

4. お わ り に

宇宙機器の開発は軽量高強度材料の開発と一体となって進められて来っており、衛星の大型化や宇宙ステーションなどの大型宇宙構造は更に材料の軽量化の要求を強めている。昨今の炭素繊維の発展をベースに樹脂系複合材料がこれらの軽量化要求に応えることになろうと思われる。

一方、次世代の主要な宇宙輸送システムとみなされているスペースプレーンの材料としては、機体材料としては、空力加熱に耐えるために、またエンジン材料としては、液体水素を燃料とする複数のタイプのエンジンシステムに対応するために、773~2273 K(500~2000°C)に耐える熱構造用の軽量材料が必要となる。これには金属基複合材料、金属間化合物およびこれをマトリックスとする複合材料、カーボン/カーボン、セラミックス基複合材料、傾斜機能材料等の新素材が有望視されている。

米国においては、ニューオリエントエクスプレス構想

の一環として「X-30」とよばれる実験機および新材料の開発のナショナルプロジェクトが既に展開されている。英、仏、西独等ヨーロッパ各国とも同様な構想を持ち研究に着手している。

我が国においても、スペースプレーン、SST/HST(超音速輸送機/極超音速輸送機)等の超高速輸送系や原子力・核融合等エネルギー分野で必要となる熱構造用の複合材料や金属間化合物の開発を狙い、産・学・官の共同研究によるナショナルプロジェクトが計画されており、誠に時宜を得たプログラムと思う。本プロジェクトの推進により、本系材料およびそれらの利用技術の飛躍的な発展を期待したい。

文 献

- (1) 科学技術庁研究開発局: “宇宙開発の新時代を目指して”, 昭和 62 年 5 月.
- (2) 宇宙開発事業団カタログ “H-II ロケットの概要”, 昭和 61 年 5 月.
- (3) L.K.English: Material Engineering, Aug. (1987), p.39.
- (4) 鈴木正昭: 航空技術, No.386, 昭和 62 年 5 月, p.3.
- (5) 井川日出男: 日本複合材料学会誌, 6(3) (1980), 83.
- (6) J.M.Swihart: Aeronautical Developments for the 21st Century, 50th Wright Brothers Lectureship in Aeronautics, Sept. (1987).
- (7) K.Masubuchi: NASA CR-2064 (1972).
- (8) E.L.Whiflen, L.J.Kord and C.E.Oleksiak: Welding Journal, 59(9) (1980), 17.
- (9) W.G.Naumann: Dtsch Verlag Schweisstech, 98(1985), 1.
- (10) 日本航空宇宙工業会: 革新航空機技術開発に関する研究調査成果報告書, No.6104(1987 年 3 月).
- (11) 森本 明, 石本誠二: 特殊鋼, 36(1) (1987), 61.
- (12) 石川隆司: 日本航空宇宙学会誌, 32(370) (1984), 612.
- (13) 横田力男: 日本複合材料学会誌, 9(3) (1983), 92.
- (14) L.M.Poveromo *et al.*: SAMPE Journal, 17(1) (1981), 7.
- (15) B.Dexter: NASA CP 2079 (1979).
- (16) J.S.Jones: SAMPE, 14(1982), 402.
- (17) 戸袋邦朗: 次世代産業技術国際シンポジウム概要, (1988 年 3 月), p.87.
- (18) L.Rubin: SAMPE Journal, July/August, (1979), 4.
- (19) F.D.Boensch: Integrated Hypersonic Vehicle Design and Related Technologies, UCLA Extension, Dec. (1987).
- (20) 新野正之, 平井敏雄, 渡辺龍三: 日本複合材料学会誌, 13(6) (1987), 257.
- (21) F.J.Darms, Jr.: Conf. Advanced Composite Technology, (1979), p.181.
- (22) J.L.Christian: Proc. ICCM-I, (1975), p.706.
- (23) M.D.Wesinger: Metal Progress, May, (1978), p.60.
- (24) J.R.Lewis: Metal Progress, Mar., (1975), p.41.