特集

宇宙・航空機に
おける材料と接合

人工衛星における材料と接合*

丸岡 峰男**, 岡 慎司**, 米山 茂夫**

Materias and Joinning Technologies of Sattelite*

by Mineo Maruoka**, Shinji Oka** and Shigeo Yoneyama**

キーワード：人工衛星，構造材料，熱制御材料，接合，複合材料

1. はじめに

人工衛星は気象衛星，通信衛星，および放送衛星等により，日常生活に深く浸透し，我々にとって身近に感じることが出来るようになった。

さらに最近では，資源探索，海洋開発および地球環境調査等の観測衛星，宇宙の科学的研究のための科学衛星で，ますます人間社会に対する役割が高まっている。

人工衛星はその目的のために電子機器を始めとする様々な機器を搭載している。それらの搭載機器を宇宙環境下で機能できるようにさせるのが人工衛星の構造と熱制御材の役目である。いうならば，人工衛星は構造という人体の骨格と熱制御材料という皮膚と衣服で搭載機器という内臓器官を保護していると考えることが出来る。

本稿では人工衛星の構造および熱制御の材料と接合材料について紹介を行なう。

2. 人工衛星が受ける環境

人工衛星が受ける環境を大きく分類すると，打ち上げまでの地上環境，ロケット打ち上げ時の環境，軌道上の環境（宇宙環境）に分けられる。地上環境は組立および運搬環境で，適切な環境での取扱いが要求される。

ロケットの打ち上げ環境は，人工衛星の構造とし

て設計的に最も考慮しなければならない項目である。基本的には構造解析と地上での試験により構造および搭載機器の耐性が検証される。

人工衛星にとって宇宙環境で最も主要なものは太陽光熱入力である。ここでは熱制御材料の機能が重要な役割を果たす。ただし，宇宙環境は太陽光熱入力以外にも，放射線，紫外線および低軌道衛星で問題となる原子状酸素 (Atomic Oxygen) など構造，熱制御とも設計的に考慮しなければならない問題がある。

3. 人工衛星用材料として要求される特性

ここでは，人工衛星の材料として共通に要求される特性について述べることにする。

(1) 長期間にわたって品質が安定し劣化のないこと

従来の人工衛星は3～5年の寿命であったが，今後の大型衛星では10年以上の寿命が要求されるようになった。したがって，人工衛星の材料は長期にわたり上述の宇宙環境下での品質の安定性が要求される。

(2) 軽量であること

地球の重力場に逆らってロケットにより打ち上げられることから，打ち上げ重量に制約がある。また一方では人工衛星のミッション要求から，機器や姿勢制御用スラスターの推進を出来る限り多く搭載したい等の要求があるため，構造，熱制御材料には可能な限りの軽量化が要求される。

(3) アウトガスが少ないこと

*原稿受付 平成5年9月28日

** 鶴東芝小向工場 Komukaiworks, Toshiba Corporation

表1 アウトガスデータ

用 途	材 料 名	製 造 者	TML (%)	CVCN (%)
接 着 剤	エポキシ シリコン	Shell	1.13	0.07
	"	Dow	0.30	0.02
	"	G.E.	1.06	0.27
ポッティング材	エポキシ	Shell	3.23	0.00
	エポキシ	Ciba	0.29	0.06
	ウレタン	日本ゼオン	16.8	1.49
結 合 材	GFRP	Hexcel	0.57	0.01
	"	東 レ	0.44	0.01
	CFRP	東邦ベスロン	0.49	0
	"	住友電工	0.31	0.01
塗 料	マーキング インク	—	1.96	0.03
	"	—	7.82	0.50

アウトガスとは、有機材料の表面に吸着したガスの放出や材料自体の蒸発により発生するガスをいう。宇宙空間は高真空（低軌道：数百 km で約 10^{-5} Pa，静止軌道：36000 km で 10^{-8} Pa）でしかも材料が加熱されることが多いので、アウトガスが発生しやすい。このアウトガスが衛星の太陽電池や光学センサ素子、また熱制御材の表面に付着し、機器の性能低下や寿命の低下、さらには一般の電子機器に対しては放電の原因となり、故障を引き起こす。

アウトガスはこの脱ガス性と再凝固性を基準に評価する。つまり、真空中で 125°C で 24 時間暴露されたサンプル材料の、元の材料に対する重量減少率（Total Mass Loss; TML）と同じ条件下のサンプル材料の側に置かれた 25°C に保たれたコレクタ板に凝集した付着物重量の元の材料に対する重量比である再凝縮物質質量比（Collected Volatile Condensable Materials: CVCN）で判定される。

NASA（米国宇宙局）や NASDA（宇宙開発事業団）では、このアウトガスの一般的な許容基準を定めており（TML $\leq 1\%$ ，CVCN $\leq 0.1\%$ ），実際に各種材料のアウトガスの測定が行なわれ、その結果をデータ集として発行している¹⁾。

表1はその測定データの例を示す。接着剤、ポッティング剤などはCFRPやGFRPに比べアウトガスが多い傾向にある。

4. 構造材料と接合技術

わが国の宇宙開発は1970年に打ち上げられた重量24 kgの人工衛星“おおすみ”から始まり、現在までは50個近くが打ち上げられている。材料としては従来からの比強度（強度/密度）、比剛性（剛性/密度）の高い材料としてアルミニウム合金（ジュラルミン系、超々ジュラルミン系）やマグネシウム合金（鋳物）が使われてきた。衛星重量も現在では2トンと大型化し、それに従って構造材料としてもCFRP（Carbon Fiber Reinforced Plastic：炭素繊維強化

プラスチック）やハニカムサンドイッチパネルを中心とする複合材料の適用割合が大幅に増加してきている。

4.1 CFRP

CFRPは比強度、比剛性とも他の材料に比較して優れたものである。また、材料自体に腐食がないこと、電波の透過性が良いことなどの利点に加えて、熱変形が小さく、形状安定性が良いことが人工衛星用材料として現時点では最適なものと言えよう。

また、繊維方向を自由に配向させて、設計上望ましい異方材を作り出し、剛性/強度や熱変形までも制御できることは一般の金属材料では不可能なことである。

CFRPの成形、加工には通常プリプレグと呼ばれる半硬化状の薄いシートを積層して加熱・硬化させるレイアップ法（積層法）と、チューブ形状のものに用いられる、繊維を樹脂で含浸し型に沿って糸巻状に巻いて加熱・硬化させるフィラメントワインディング法（Filament Winding: FW法）が多く採用される。

使用されるCFRPは、高弾性タイプが中心であり、トラスチューブやハニカムパネル表皮材として多用され、カーボン繊維の弾性率が50 tonf/mm²のものが一般に使われるが、最近では60~70 tonf/mm²といった超高弾性のものまで使用されるようになってきた。一方、高強度タイプも継ぎ手に使用されるなど、用途に合わせて材料が選択されている。ただし、CFRPは強化繊維の方向に優れた特性を発揮するが、その直角方向や層間の強度は低いため、繊維配向に十分な注意が必要である。

4.2 ハニカムパネル

ハニカムパネルは軽量化のためにハニカムコアのコア自体の厚さを薄く（アルミ箔厚約20 μm が多く使われる）している。さらに、表皮材はCFRPか、ミッション機器を搭載するハニカムパネルでは、放熱の面からアルミ合金表皮材（厚さ約0.3~0.5 mm）が採用されている。さらに、ハニカムパネル内部には、搭載機器を取り付けるためのネジ部としてのインサートや金具、充填剤などが埋め込まれており、様々な機器を搭載したり、パネル同士を結合したりできるような構造となっている。

ハニカムパネルの製造では、様々な接着剤が使用される。ハニカムコアと埋め込み金具、ハニカムコアどうしの接合には発泡性フィルム状接着剤が使われる。ハニカムコアと表皮材の接合には、フィルム

図 1 ハニカムパネルの製造工程

状の接着剤でセルエッジ化 (表皮材とハニカムコアの接合部のみ接着剤を残す処理) して使用する²⁾。また、表皮材と埋め込み金具の接着にも、フィルム状接着剤が使用される。図 1 にハニカムパネルの製造工程を示す²⁾。

最近 2 トン級の大型衛星のパネルは $3\text{ m} \times 2\text{ m}$ もの大きさになるため、複数のハニカムコアや表皮材を組み合わせるようになるため、継目での剛性/強度が低下しないよう工夫が必要となる。また、部分的にハニカムコアの種別を変えて、その部分の剛性/強度や熱伝導性を変えることも行なわれる。

4.3 接合技術

人工衛星の構造系では、軽量化のために人工衛星の組立上もしくは保全上取り外しが必要な箇所以外は、極力接着剤による接合が採用されている。

構造系の組立工程の接着剤は、室温硬化型のエポキシ系接着剤が主として使われる。

4.4 適用事例

以下に、適用事例を紹介する。

(1) 衛星の主構造体 (構体)

衛星の大型化に伴い、軽量化の要求が厳しくなり、CFRP やハニカムサンドイッチパネルの構体への適用が促進されてきた。

図 2 は 1994 年打ち上げ予定のわが国最大の 2 トン級衛星である技術試験衛星 VI 型 (ETS-VI) の概観図である。この衛星の構体はハニカムパネルを組み合わせたパネル構造で、ここでは、CFRP やハニカムサンドイッチパネルの適用を構体重量の 90% 近くまで到達させた結果、打ち上げ時の衛星の打ち上げ重量 3.8 トンに対し構体重量は 276 kg という大幅な軽量化を達成できた³⁾。組立は、エポキシ系接着剤による接着と緊締具による結合の両方が、構造に合わせて選択されている。

図 2 技術試験衛星 VI 型 (ETS-VI) 軌道上想定図

ン級衛星である技術試験衛星 VI 型 (ETS-VI) の概観図である。この衛星の構体はハニカムパネルを組み合わせたパネル構造で、ここでは、CFRP やハニカムサンドイッチパネルの適用を構体重量の 90% 近くまで到達させた結果、打ち上げ時の衛星の打ち上げ重量 3.8 トンに対し構体重量は 276 kg という大幅な軽量化を達成できた³⁾。組立は、エポキシ系接着剤による接着と緊締具による結合の両方が、構造に合わせて選択されている。

(2) アンテナ

地上との通信の要となるアンテナには、寸法安定性及び軽量化などの面から、CFRP 材料が多用されている。

実用放送衛星 BS-2a, b (ゆり 2号 a, b) に搭載されたアンテナ反射鏡 (図 3 参照) は、CFRP 表皮/アルミハニカムサンドイッチパネル構造であり、支持トラスにも CFRP チューブが採用され、熱変形を最小限に抑えている⁴⁾。

技術試験衛星 V 型に搭載された円錐ホーンアンテナ (図 4 参照) には、CFRP が適用されており、ホーン内面には熱の均一拡散のために金めっきが施

図3 放送衛星2号 (BS-2) Kバンドアンテナ

図4 技術試験衛星V型 (EST-V) Cバンドホーンアンテナ

図5 技術試験衛星VI型 (EST-VI) φ3.5m 展開アンテナ

されている⁴⁾。

図5は技術試験衛星VI型に搭載された開口径3.5mの3分割式展開アンテナで、熱変形を抑える為に薄いCFRP表皮材 (0.1mm) のハニカムサンドイッチパネルを反射層とし、背面側をCFRPトラスチューブ/CFRP継ぎ手接着構造で支える構造となっている³⁾。

図6にデータ中継衛星向けに開発された開口径5mの花弁展開アンテナを示す。このアンテナは軌道上で口径1.8mの固定鏡面の周辺に、24枚に分割された花弁状をしたアンテナ鏡面を展開させるもので、収納効率の高いアンテナである。このアンテナに超高弾性CFRPをハニカムサンドイッチ構造の表皮材に選択し、熱変形を極小化させている⁵⁾。

(3) 太陽電池パドル

衛星に電力を供給する太陽電池は、スピン衛星では衛星本体の外側面に、三軸姿勢制御衛星では展開式のサブストレートに太陽電池を接着 (シリコン接着剤の使用が多い) して形成される。

初期のサブストレートはアルミ表皮/アルミハニカムサンドイッチパネルであったが、軽量化のため

図6 データ中継衛星花弁型アンテナ

図7 海洋観測衛星1号 (MOS-1) の太陽電池パドル

図 8 太陽電池パドルの軽量格子パネル

CFRP 表皮/アルミハニカムサンドイッチパネル (図 7 参照) となり、さらに軽量化を図るため、CFRP フレームに CFRP 薄膜シートを接着した軽量薄膜格子パネルなども開発された (図 8 参照) ⁴⁾。

5. 熱制御材料

5.1 熱制御の概念

熱入力の最も大きなものは太陽光強度で、季節変動はあるが年間平均は $1353 \pm 21 \text{ W/m}^2$ である。その他に、アルベドとよばれる太陽光の地球表面からの反射があり、太陽光強度のほぼ 30% である。また、地球自体も赤外線放射を行っており、その大きさは平均すると 237 W/m^2 である ⁶⁾。

各種衛星では宇宙環境における人工衛星の温度変化を知るためにアンテナ、構体パネル、スラスタータンク、太陽電池パネルの温度をフライト中にモニタしている。太陽電池表面では静止衛星 (高度 3,600 km) では $-150^\circ\text{C} \sim 60^\circ\text{C}$ で 88 回/年、低軌道衛星 (高度 1,000 km) では $-80^\circ\text{C} \sim 70^\circ\text{C}$ で 5,000 回/年にもなる ⁷⁾。熱制御材料の役割はこれらの外部熱環境から人工衛星内部に搭載されている機器を設計寿命の期間中正常に機能できる温度環境になるように制御することにある。さらに、搭載機器も発熱をするため、これらの熱も逃がす必要がある。

以上のことを数式で表記すると、放射面積 A 、外部熱入力を $S (\text{W/m}^2)$ 、搭載機器の発熱量を $Q (\text{W})$ 、衛星の温度を $T (\text{K})$ とすると、熱バランスは下式で表すことができる。

$$Q + \alpha_s AS = \epsilon_N \sigma AT^4 \quad (1)$$

ここで α_s は使用される材料の太陽光吸収率、 ϵ_N は赤外線放射率で σ はステファンボルツマン定数 ($5.67 \times 10^{-12} \text{ W/cm}^2/\text{K}^4$) である。

今、外部熱入力 S を太陽光強度 $1,400 \text{ W/cm}^2$ とし

搭載機器の発熱がないとすると (1) 式は

$$T = 396.4 \times 4 \sqrt{\alpha_s / \epsilon_N} \quad (2)$$

となり、衛星と宇宙空間との平衡温度は使用される材料の表面特性 (α_s , ϵ_N) のみで決まることになる。つまり熱対流のない宇宙空間では表面特性の選択が重要となり、一般に低い α_s と高い ϵ_N の組合せの材料で放熱面を形成することになる。

また、衛星の熱バランスを表す (1) 式は熱が面に均一に分布しているときに成立する。しかし、実際には機器を搭載するパネルは熱伝達率が低く、熱が均一に拡散しにくい。そのため、(1) 式の実効的な放熱面積 A は小さくなり、衛星の温度 T は上がることになる。それを防ぐために熱伝達を高める工夫をする必要があるし、場合によっては、熱を遮断する必要がある ⁷⁾。

5.2 熱制御材料の分類⁸⁾

前項で述べた熱制御の概念から熱制御材料を分類すると図 9 のようになる。ただし、ここで述べる熱制御材料は、熱制御素子の分類では受動型熱制御素子に区分されるものである。衛星では電力、機械および流体による熱の制御を行なう受動型熱制御素子も使われているが、材料よりも素子ないしは機器の類であるため、ここでは述べないこととする。

図 9 熱制御材料の分類

図 10 OSR の構造

(1) コーティング材

図9の分類で表面特性調整に入り、一般にコーティング材と呼ばれる。材料の表面特性 α_s/ϵ_N の比により使い分けられる。代表例として以下のものがある。

OSR (Optical Solar Reflector) : 低い α_s で高い ϵ_N の2次鏡面を示す。ベース材として溶融石英、ソーダライムガラス類を使う。リジッド OSR ということもある。人工衛星表面に装着され太陽エネルギーを反射し遮断するとともに、衛星が内部から発生する熱を効率的に外部の宇宙空間側に放射し衛星本体の加熱を防止する放熱面の機能を有する。OSR の構造を図10に示す。

OSR の表面のガラスは誘電体であるため、帯電が生じ易く、クラックが入ることがある。このため、周囲に導電性被膜を形成し、後述する導電性接着剤とともに構体パネルに接地させている。また、表面の電位を低く抑えるために In_2O_3 (インジウム酸化物) コートもしくはITO (インジウムすず酸化物) により表面を覆うことが行われている。

銀蒸着テフロン, アルミ蒸着テフロン : 上記 OSR をリジッド OSR というのに対して、これをフレキシブル OSR という場合もある。特に、ポリエーテルイミドをベース材にしたものをフレキシブル OSR と呼ぶ場合もある。機能はガラスベースのものより落ちるが、高分子フィルム特有の柔軟性を活かして曲面の放熱面に用いることが多い。高分子フィルムは太陽光領域で高い透過率を示す。

白色塗料, 黒色塗料 : 低い α_s で高い ϵ_N の白色塗料は主に曲面の放熱に、高い α_s で高い ϵ_N の黒色塗料は均一な温度場の形成、放射の促進に用いる。具

体的には α_s が 0.1~0.15 で ϵ_N が 0.8~0.9 の白色塗料と α_s が 0.9~0.95 で ϵ_N が 0.8~0.9 の黒色塗料の2種類がある。前者はアンテナ鏡面に塗られることが多く、後者は衛星構体のパネルの内側に塗布されたり、発熱するコンポーネントに用いられる。

(2) 多層インシュレーション (MLI)

放射熱絶縁の目的で用いる。コーティング材の仲間である金属蒸着フィルムとセパレータの仲間であるネットを組み合わせたものが主流である。図11に衛星搭載用の代表的層数の MLI 積層構成を示す。

メッシュは表皮フィルムで覆われて熱的に厳しくないため、ポリエステル製が一般的である。厚みは $140\mu\text{m}$ が代表的で、6~10 メッシュ/cm² で四角チュール編みが多い。チュール編みとはたて編み機 (トリコット編み機) で編まれたメリヤスのこと。その他ラッセルチュール編みがある。

重ね合わせた熱制御フィルム群がばらけず所定の厚みと形を維持するためにミシン糸で端部や場合によってはある区域を縫い合わせる。用いる糸はテトロン糸やノーメックス糸である⁹⁾。また、糸の縫い目は MLI の熱特性上 (実効放射率) に大きな影響を与えるので、この影響を打ち消すために黒色カプトンフィルムまたはテープをかぶせる措置がとられる。

MLI も OSR と同じように帯電を生じ易く、表面に OSR と同じように ITO コート、 In_2O_3 コートにより表面を覆うことが行われている。さらに、衛星構体のパネルとボルト (ビス) で接地することも行われる。

(3) 断熱スパーサ (セパレータ)

熱伝導の抑制のために用いる。チタン合金、GFRP、ネットなどがある。

図11 MLI の積層構成

図 12 MLI の衛星構体パネルへの取付方法

(4) サーマルフィラ

結合の機能と熱伝導としての機能がある。搭載機器の取付面に塗布し、熱伝導を促進する。一般に室温硬化型シリコン系接着剤に熱伝導の機能を促進するために介在物 (インタフェースマテリアル) を加えて使う。

(5) ヒートシンク

放熱フィンや熱拡散用のダブラの目的で用いる。搭載機器の取付面下に取付、機器の放熱と熱伝導を促進させる。軽量で熱伝導が大きなことと比熱が大きなことが要求される。アルミ合金、ベリリウム合金が使われることが多い。

5.3 熱制御材料の衛星構体への結合

(1) MLI の実装

図 12 にベルクロファスナによる固定を示す。MLI の場合にはベルクロファスナまたはジュラコンフォックのボタン方式がある。ベルクロファスナ自体は装着される側へは常温硬化型接着剤で固定される場合が多い。MLI へはミシン糸で縫い合わせる場合が多い。ベルクロファスナはフックテープ、ループテープとも厚み 2 mm、幅 20 mm 程度のものが多く使われる。せん断強度は 0.7 kg/cm^2 以上、ピール強度は 88 g/cm 以上のものを使用している¹⁰⁾。

(2) フレキシブル OSR の両面粘着テープによる結合

熱制御フィルム用アクリル系転写型粘着テープを貼り合わせて使う。

(3) OSR の接着

OSR と衛星構体のパネルの接着はインタフェースマテリアルを混ぜた室温硬化型シリコン系接着剤により接着される。

6. む す び

構造材料も熱制御材料も共通するところは複合材料化であるといえる。つまり、構造材料では剛性/強度と軽量化の要求を満足させるために必然的に複合材料を選択せざるをえなくなってきた。

同じように、熱制御材料でも太陽光吸収率や赤外線放射率の両方を適切な値に制御させるためにフィルムやガラスに金属を蒸着して用いる必要性が生じた。これもまた複合材料といえるであろう。

以上、構造も熱制御も材料の基本とするところは複合材料化であるといえる。

参 考 文 献

- 1) 宇宙開発事業団；「宇宙用有機材料アウトガスデータ集 (第 4 版)」
- 2) 川島, 山本, 吉村；日本接着協会誌, 19, (4), 1983
- 3) 新田, 中丸, 桜木；東芝レビュー, 42, (8), 580, 1987
- 4) 森田, 赤枝, 加藤；東芝レビュー, 41, (2), 100, 1986
- 5) 久田, 草間, 堤；第 34 回宇宙科学技術連合講演会集, 548, 1990
- 6) NASA; TM X-64627 Space and Planetary Environment Criteria Guidelines for use in Space Vehicle Development
- 7) 日本航空宇宙工業会；平成 4 年度宇宙開発事業団委託成果報告書「部品適用ハンドブックの材料編 原案の作成 (その 1)」, 1993
- 8) 宇宙開発事業団；NASDA 設計基準「人工衛星熱制御系設計基準」, 1990
- 9) JIS L 2511 ポリエステル縫糸
- 10) JIS L 3416 面ファスナ