タンク構造に対してはアルミ合金を検討している例が多いが、タンク構造重量が全体に占める割合は大きく、これに複合材料を適用できれば大幅な軽量化が期待できる。

しかしながら、実用化するうえで研究、改良すべき点もいくつか生じている。熱サイクル負荷にともなうマイクロクラックの発生もその一つである。基礎試験の結果ではクラック発生後の圧縮強度の低下が比較的小さいことを示しており、基本的には材料の優位性が損われることは無いが改良が望まれる。成型性が悪いこと、とくに成型圧力の高い点に複雑な形状の大型部材を作るうえで苦勞している。

今後の宇宙関連の構造物に複合材料が占める割合はますます大きくなってゆくと考えられるが、素材レベルの

高い性能をいかにして信頼性の高い実構造物に活かしてゆくかが大きな課題である。

参 考 文 献

- 1) J. Davis, Jr. & H. Murrow : AIAA-89-5011 (1989).
- 2) A.H. Taylor, L.R. Jackson & R.C. Davis : *J. Spacecr.*, 22, 3 (1985), 333-339.
- 3) J.L. Shideler, G.L. Webb & C.M. Pittman : *J. Spacecr.*, 22, 6 (1985), 598-604.
- 4) 三本木茂夫：第29回構造強度に関する講演会講演集 (1987), pp. 372-375.
- 5) 角田義秋，ほか：第31回構造強度に関する講演会講演集 (1989), pp. 56-59.
- 6) 小杉健一，ほか：川崎重工技報，102 (1989), 52-60.

解 説

《ユーザーが複合材料に期待するもの》

宇宙Ⅲ. 人工衛星系機器

井 上 登 志 夫*

1. は じ め に

人工衛星は限られた能力を有するロケットによって打ち上げられるためその重量には厳格な制限が課せられる。できるだけ多くの機器を搭載しなければならないため、その構造物は極限の軽量化を要求される反面、打ち上げ時の厳しい加速度荷重に耐えるだけの強度と剛性を有していなければならない。大気圏外に出て所定の軌道に乗ると、次は地上には無い宇宙特有の苛酷な環境(熱、放射線、酸素原子等)が待ち受けており、衛星の構造物材料はそれに対して劣化することなく耐え、またアンテナや望遠鏡等の精密電波機器、精密光学機器は熱変形を小さく抑えて所定の寸法精度を満足しなければならない。これらの諸条件を満足する材料すなわち(i)高強度、(ii)高弾性および(iii)低熱変形という3個の要求条件を満足する材料として CFRP をはじめとするいわゆる先端複合材料が従来の軽金属材料(アルミニウム、マグネシウム

等)とくらべて極めて優れていることがわかったため、現在では人工衛星構造物には可能な限り、先端複合材料が使用されている。なおここでいう複合材料とは、CFRP(炭素繊維強化プラスチック)等の繊維強化型のものを指す。とくに人工衛星用構造物材料は電波の透過性(すなわち絶縁性)が必要とされる場合以外はいたいい CFRP が使用されるので、以下の内容はとくに断わらない限り CFRP を念頭において述べる。ここでは複合材料を使用して宇宙構造物を設計している立場から、日頃感じている要望事項を思いつくまに述べたい。

2. 強 度・剛 性

図1には CFRP と他の代表的な軽金属材料の比強度、比弾性率を示す。この図は横軸に比弾性率、縦軸に比強度をとったものである。図上で右側あるいは上方にあるほど剛性、強度に優れた材料であることを示す。現在 CFRP は比強度ではチタン合金より劣り、比弾性率は金属ベリリウムより劣る。一方素材の同一重量あたりコストはチタン合金と比較して一倍以上高く金属ベリリウム

* Toshio INOUE : 三菱電機 ㈱ 鎌倉製作所機械技術
部第4課 (247 鎌倉市上町屋 325)

図1 各種材料の比弾性率・比強度の比較
比強度＝強度/比重量，比弾性率＝弾性率/比重量

とほぼ同等である。これらの金属材料と競争するためには、さらに一層の高強度化、高剛性化が必要である。

人工衛星は大型化にともない、その構造体のほとんどは剛性が支配的となる設計となりつつある。そのため材料の弾性率が構造重量に大きく影響する。従来は繊維の弾性率（以後 E_t で表す）は高弾性繊維といわれるものでも、 $E_t=40\sim50\text{ t/mm}^2$ のものが主流であったが、最近では $E_t=60\text{ t/mm}^2$ が実用化しつつあり、これを使用することによってアンテナや太陽電池パドルを使用前と比較して2～3割軽くすることができるようになった。さらにピッチ系炭素繊維の開発により $E_t=80\text{ t/mm}^2$ もある繊維が開発されている。宇宙構造物にとって繊維の弾性率は大きくなればなるほどその重量を小さくできるので、さらに大きい弾性率を有する繊維の出現を期待するものである。

3. 線膨張係数

繊維の弾性率向上は、軽量化だけではなく線膨張係数

（以後 α で示す）低減にも寄与する。宇宙用アンテナは衛星構造物の中でもとくに厳しい寸法安定性を要求され、その厳しさはますます増大しつつある。現在の技術では開口径 2.5～3.5 m でその鏡面精度は製造誤差と軌道上熱変形を含んで 0.2 mm RMS 程度のパラボラアンテナを製造することが可能である¹⁾。軌道上においては宇宙用アンテナは最悪 $-180\sim100^\circ\text{C}$ 程度の温度変化あるいは温度分布を生じ、このような厳しい温度環境のなかで上記のような鏡面精度が達成可能となったのはひとえに CFRP, KFRP（ケブラー繊維強化プラスチック）のような α の小さい先端複合材料を使用しているからであって金属材料ではとうてい実現しえないものである。しかしながら、今後宇宙用アンテナはさらに大口径でかつ高精度なものが求められており 1990 年代後半から 2000 年にかけて開口径は 10 m で鏡面精度 0.2 mm RMS 程度のものの開発が求められている。このようなアンテナを実現するためには素材の α を限りなくゼロに近づける必要がある。よく知られているように CFRP

図2 繊維の弾性率とハニカムパネル面内線膨張係数の関係 計算例

は繊維配向を工夫することによって面内のある特定の方向の α をゼロにすることができる。しかし、繊維の弾性率がまだ不足しているため、面内で等方的にゼロにするのはかなり困難である。CFRP表皮のハニカムサンドイッチ板となると、さらに接着材やコアの膨張力が作用して α はより大きくなってしまふ²⁾。宇宙用アンテナのパラボラ鏡面には擬似等方 CFRP 表皮/アルミハニカムコアのサンドイッチシェルの使用されるが、このようなハニカムサンドイッチシェルの α と表皮炭素繊維の繊維方向弾性率 E_f との関係を試算したのが図2である。この計算では表皮は繊維配向 ($0^\circ/90^\circ$) のクロスプリプレグ2層 (厚さ 0.2mm)、コアは 3/8 インチセルサイズ箔厚 0.0007 インチを仮定した。コアの平均的弾性定数を箔の引張り圧縮および曲げ変形を考慮して導き、それを用いて表皮/コア/表皮の3層積層材の α を積層理論で計算したものである。この計算では繊維の繊維方向 α (ここでは -1.0×10^{-6} を使用)、樹脂の弾性定数および線膨張係数等を一定と仮定し、繊維の弾性率のみを $E_f = 40 \sim 100 \text{ t/mm}^2$ の間で変化させてみたものである。実際に α 値は接着剤の影響によりこれよりも大きな数値となり、また接着の方法、樹脂の種類等に依存し、かつ温度依存性もあるので不確実性が大きい。が、 E_f が 100 t/mm^2 を越えれば、CFRP 表皮ハニカムサンドイッチ板の α は非常に小さくなるのが期待できる。CFRPの線膨張係数が小さいのは上の計算例でもわかるように繊維の α が小さいからであって、樹脂やアルミハニカムコアの大きな膨張係数による膨張/収縮力に抵抗して繊維が頑張っているからである。したがって、繊維の弾性率を

図3 接着剝離、層間剝離を起こしやすい構造例

上げるかわりに、樹脂あるいはハニカムコアの α を小さくすることもハニカムサンドイッチ板の α 低減に貢献する。繊維と樹脂あるいは CFRP 表皮とハニカムコアの α が大きく異なるということは両者間に熱応力が発生することを意味する。とくにハニカムサンドイッチ板では低温時に表皮に圧縮応力が発生し表皮座屈や接着破壊の危険性が増す。 α の小さなコアとしてはケブラーハニカムコアやノメックスハニカムコアが考えられるが、アルミハニカムコアと比較して重量が大きく、これらでさらに軽量なものの出現を期待する。

4. 今後の複合材料に期待すること

上に述べたように複合材料は、高強度・高剛性・低膨張という三大メリットを有するが、以下に述べるような問題点が解決されれば、さらにすばらしいものとなると考えられる。

(i) 樹脂の層間剝離強度

3次的に複雑な形状 (ブラケット等) を CFRP で製造するとその強度は金属材料にくらべて見劣りがする。このような CFRP のウィークポイントは繊維の特性ではなくほとんどが樹脂あるいは接着材の特性に起因しており、製品の中の急角度の折れ曲がり部分あるいは断面の急変部等の応力集中部で層間剝離や接着はがれが生ずることによる。たとえば図3aに示すような引張り荷重を受けるT字断面ブラケットの分枝部 (矢印で示す) や図3bに示すような引張り荷重を受ける折れ曲がり板で接着はがれや層間剝離が生じやすい。このような構造に対しては図4aや図4bに示すように問題の部分を集中的に縫う技術の開発が望まれる。また樹脂の層間剝離強度のいっそうの改善が望まれる。宇宙構造物は苛酷な温度環境のため CFRP と金属材料の接着構造は両者の線膨

図4 局所縫いによる接着剥離あるいは層間剥離の防止

張係数の違いのために困難なことが多く、複雑形状のブラケットやトラス構造継手等にも金属ではなく CFRP を使用せねばならないことが多いので、上記のような改善が強く期待されるものである。

(ii) 材料特性の不確実さ

繊維体積含有率 (V_f) の管理に限界があるため α 値が不確実となり、また樹脂の特性データ (線膨張係数、強度、剛性、熱伝導率、吸湿特性等すべての面において) が整備されていないため、この意味でも不確実性が増す。複合材料は設計の都度、その荷重の流れに応じて繊維配向を工夫し最適の材料特性を“設計”できるというすばらしいメリットを有する反面、これは新規材料を作り出していることに相当する。そのため設計ごとに材料試験が必要となるが、試験のサンプル数を多く取れないため試験結果から得られる統計的な強度保証値はばらつきを考慮すると平均値よりも相当低く設定せざるを得ず、せっかくの複合材料のメリットがいかされないおそれがある。このため複合材料にも金属材料の MIL 標準に準ずるような規格とデータの標準化が望まれる。

(iii) 耐熱性、熱伝導性

人工衛星ではアポジロケットモータの支持部分は 300℃ 程度の温度になり、ブルーム加熱を受ける部分はそれよりもさらに高温になる。前者の部分は耐熱性樹脂 CFRP を用いた例があるが³⁾、後者の場合 (スラストチューブのロケットインターフェース部等) は止むなくアルミ合金が使用されるのが一般的である。さらに機器搭載パネルは搭載機器の発熱を拡散させる目的から熱伝導性の良いアルミ合金を表皮とするハニカムサンドイッチパネルを使用せざるを得ず、エポキシ樹脂の耐熱性、熱

伝導性が悪い CFRP では、これらの部分に対応できない。FRM を使用できればこれらの部分の軽量化が大きい促進されると期待される。人工衛星にはすでに短繊維 (ウィスカ) 強化アルミニウムを使用した例があるが、さらに CFRP のように連続繊維を用いた FRM (炭素繊維強化あるいはボロン繊維強化アルミニウム) の実用化を期待したい。とくに厚さ 0.2~0.3mm のシート状の材料ができればハニカムパネルの表皮材として大いに利用されると思われる。

(iv) 熱特性、電気特性

CFRP 素地は熱の吸収率が高く、放射率が低いので太陽光を直接浴びると温度が許容値を越えてしまう。したがって止むなく多層インシュレーションあるいは白色ペイント等を使用しており、これらが重量増の原因となっている。吸収率を下げ放射率を上げることができれば軽量化できる。また、寸法安定性および軽量化の要求から最近では、アンテナの導波管を CFRP 製とすることが試みられているが導電性不足のため、内面に金または銀のめっきを施すことが必要となる。より導電性の高い材料が出現すれば低周波用導波管でめっき不要となる可能性がある。

(v) データ不足

(ii) 項に関連したことであるが樹脂の機械的特性データが繊維に比較しておろそかにされている。メーカーからの材料供給時に強度、弾性率、線膨張係数、吸湿特性等の基本的データが添付されることはまずない。これまではメーカーおよび使用者双方が繊維にばかり注意を向けて、樹脂に対して無関心であったことも一因であろうが、今後宇宙用として繊維以上に樹脂のデータを整備することが不可欠である。

(vi) その他

非破壊検査技術 (とくに接着部) の向上、破壊クライテリアの確立、標準的試験法の整備…等が望まれる。

参考文献

- 1) 小島 浩, ほか: 第31回宇宙化学技術連合講演会講演集, 2B1 (1987).
- 2) 大幡浩平: 第31回構造強度に関する講演会, 1A11 (1989).
- 3) T. Kawashima, et al.: *Proceeding of Workshop: Composites Design for Space Applications*, ESTEC, Noordwijk (1985), pp. 15-18.