

炭素繊維強化熱可塑樹脂複合材製の大型構造物の一体成型技術

研究報告者 奥山 圭一

プロフィール



最終学歴 平成16年9月
大阪大学大学院 工学研究科
生産科学専攻, 構造知能化設計学領域

専門分野 宇宙工学, 材料科学

学 位 博士(工学)

所属団体 九州工業大学 大学院工学研究院
先端機能システム工学研究系

役 職 名 教授

今後の抱負

炭素繊維強化熱“硬化”樹脂CFRPは比強度、比弾性に優れるので自動車や航空機、宇宙機などの輸送産業に多用されてきたものの、再加工困難な物質の一つと考えられてきた。一方、炭素繊維強化熱“可塑”樹脂CFRTPはCFRPと同等の機械特性を持ちつつ、熱可塑特性を有するので再加工作業や一体成型加工性に優れている。しかしながら、CFRTPは比較的新しい発展途上の材料であり、それら加工技術は十分に成熟できていない。

研究代表者らは深宇宙探査機「しんえん2」を開発し、これは2014年12月3日にH2AロケットでJAXAの小惑星探査機「はやぶさ2」と一緒に深宇宙に向かう軌道に投入された。「しんえん2」は世界ではじめてCFRTPを主構造に採用した宇宙機となったが、この開発を通じて研究代表者らはCFRTPを成型する際に金型内部の温度と圧力の管理をCFRPと同様に適応すべきではないということを経験した。

本研究では、CFRTPの自動車や航空機産業への実用化に向けて、最適な一体成型技術の確立を目的に実施した。今回の研究成果を活かして新しい小型衛星、地球低軌道環境観測衛星「てんこう」の開発を行っており、「てんこう」構造はCFRP、CFRTPおよびアルミ合金を複合したものである。「てんこう」は2018年度にJAXAの温室効果ガス観測技術衛星2号「いぶき2号(GOSAT-2)」の相乗りとしてH2Aロケットで打上げられる予定である。

1. 研究・開発の背景, 目的, 狙い, 概要

1.1. 研究・開発の背景

エポキシ樹脂などの炭素繊維強化“熱硬化樹脂”複合材（以下、CFRP）は実用材料中最大級の比強度（＝強度／密度）と比弾性（＝ヤング率／密度）を有することから、ボーイング社の787型機など航空機機体材料などに多用されている。

熱硬化樹脂が多用されている主な理由は成型性に優れ、構造信頼度を高く維持できることである。しかしながら、熱硬化樹脂を用いたCFRPには多くの成型時間が必要といった課題がある。

一方、最近では成型時間を短縮でき、さらに高靱性、リサイクル性などの観点で優れている熱可塑性樹脂複合材料が注目されている。炭素繊維強化“熱可塑性樹脂”複合材（以下、CFRTP）はCFRPと比べ、成型温度は高いが短時間で成型できるという特徴があり、また溶着が可能であるため、ボルト低減などによる質量軽減が期待できる。

九州工業大学の奥山研究室は、CFRTPの中でも耐熱性が良好で航空機部材としても検討が進められているポリエーテルエーテルケトン樹脂（PEEK樹脂）炭素繊維強化複合材料（以下、PEEK/CFRTP）に着目し、各種材料特性、超音波溶着特性、ガンマ線照射による耐放射線特性および成型特性などを研究してきた。

研究代表者らは、深宇宙通信実験機「しんえん2」を開発した。

「しんえん2」の外観を図1.1-1に示す。「しんえん2」は50cm³に納まるサイズの準球形状であり、質量は約18kgと非常に軽量である。

「しんえん2」は宇宙航空研究機構（JAXA）の小惑星探査機「はやぶさ2」の相乗り副ペイロードの一つとして2014年12月3日にH2Aロケットの26号機で打上げられ、世界初となる幾つかの成果をあげることに成功した。

「しんえん2」はCFRTPを主構造として利用した世界ではじめての航空宇宙機である。「しんえん2」の開発にあたり、研究代表者らは非常に多くの技術的課題に直面した。その一つは、成型した機械的物性の分散が大きく、品質制御が極めて難しかったことである。この「しんえん2」試作構体から小片を切り出し、それを用いて測定したPEEK/CFRTPの引張強度と引張弾性率は±15%の範囲で分散

していることが分かった。このようなことはCFRP成型時に確認できておらず、我々は、CFRTP成型の困難さをまざまざと経験できた。これは、産業界で多用されているエポキシ樹脂など熱硬化樹脂と炭素繊維との複合材の成型技術が、CFRTP成型に直接活用できないことを意味する。CFRTPは成型時間の短さ、二次成型や素材管理の容易さ、高いリサイクル性を有していることなどから、自動車、航空機など多くの産業界で多用されるだろう。このCFRTPの産業利用を実現するため、品質管理を意識した大型CFRTP部品の一体成型技術の確立は極めて大切になる。



図 1.1-1 深宇宙通信実験機
「しんえん2」

1.2. 研究・開発の目的

CFRPは比強度、比弾性に優れるので自動車や航空機、宇宙機などの輸送産業に多用されてきた。しかしながら、CFRPは再加工困難な物質の一つと考えられている。一方、CFRTPはCFRPと同等の機械特性を持ちつつ、熱可塑性を有するので再加工性や一体成型加工性に優れている。しかしながら、CFRTPは比較的新しい発展途上の材料であり、それら加工技術は十分に成熟できていない。

「しんえん2」開発を通じて、研究代表者らはCFRTPを成型する際に金型内部の温度と圧力の管理をCFRPと同様に適応すべきではないということを経験した。

本研究では、CFRTPの自動車や航空機産業への実用化に向けて、最適な一体成型技術を確立する。具体的には、金型の温度と圧力を意識的に分散させ、成型後の製品の機械物性を測定することで、品質管理すべき温度と圧力の制御方法を最適化する。

2. 研究開発の内容

2014年12月3日に、JAXAの小惑星探査機「はやぶさ2」と一緒に深宇宙に向かう軌道に無事に投入された「しんえん2」フライトモデルの外観を図2-1に示す。「しんえん2」の外殻はPEEK/CFRTP製であり、4つの六角面と3つの四角面からなる椀形状の部品を二つ組み合わせることで、準球形の多面体となっている。「しんえん2」外殻構体の製作手順を図2-2に示す。



図2-1 深宇宙通信実験機「しんえん2」フライトモデル

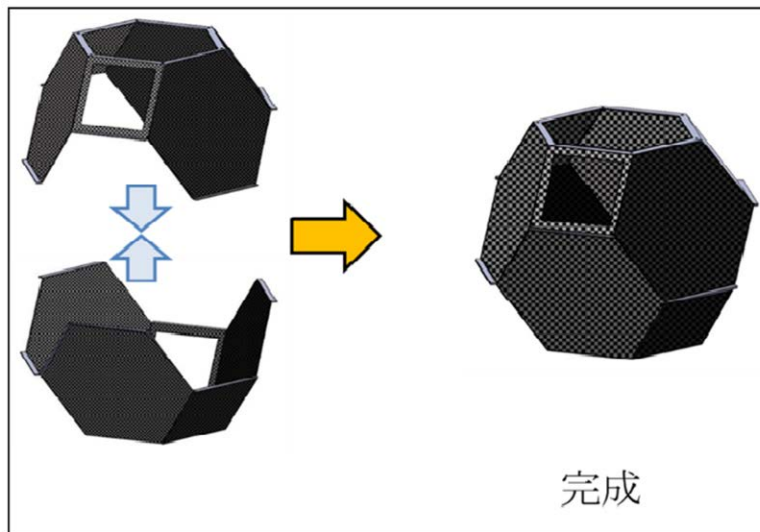


図2-2 「しんえん2」外殻構体の製作手順

PEEK/CFRTP製の「しんえん2」構体は上半球と下半球の2つの部品から構成され、それぞれはボルトで結合されている(図2-2)。当初、この上半球と下半球は熱融着で接合予定であったが、H2Aロケットの安全審査要求に応えることを重視したのでこの方法での接合を諦めた。

複数のCFRTP材料は熱融着で接合することができるが、抵抗融着、誘導融着、超音波融着の3つの方法が一般的に用いられている。

抵抗融着は接合する熱可塑性樹脂材の間にNi-Cr線などの抵抗発熱体を設け、通電させることで発生するジュール熱で樹脂を溶融し、溶融時に加圧することで材料同士を溶着する、非常にシンプルな溶着方法である。

誘導融着は誘導コイルにより溶着面に渦電流を発生させ、その電流が熱となり樹脂を溶融し、その溶融時に加圧することで溶着する方法である。

超音波溶着は制御機から加わる電気エネルギーを振動エネルギーに変換し、それをホーン(振動エネルギーをCFRTPに伝える専用治具)によって接合材の溶着面に加えることで発熱させ、樹脂を溶融させることで溶着する方法である。超音波溶着の利点は非常に短時間で溶着が可能であること、また、接着面に加熱体を挿入する必要がないため、高い接着性能が得られる。ただ、超音波溶着は振動子により加振できる面は限られているため、大きな面積の溶着には向いていない。また、溶着時間が多くなってしまうと発熱面で発火する可能性があり、強度の低下を招いてしまう恐れがある。そのため、適切な溶着時間を見出すことが必要である。

いずれの方法も一長一短があるので、研究代表者は新しい熱融着方法についての研究を続けている。これは、抵抗融着法を改良した方法であり、具体的にはニクロム線の代わりに電気良導体である炭素繊維シートを用いている。これにより、ニクロム線残留による層間剥離発生といった不具合を防ぐことができる。

この新しい熱融着方法を採用した場合、ボルトなどの金属締結部品を一切使用しない構体を実現できる（図2-3および図2-4）。

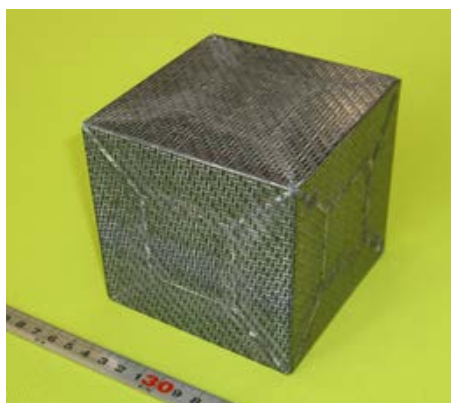


図2-3 PEEK/CFRTPを用いた完全ボルトレスの超小型衛星構体

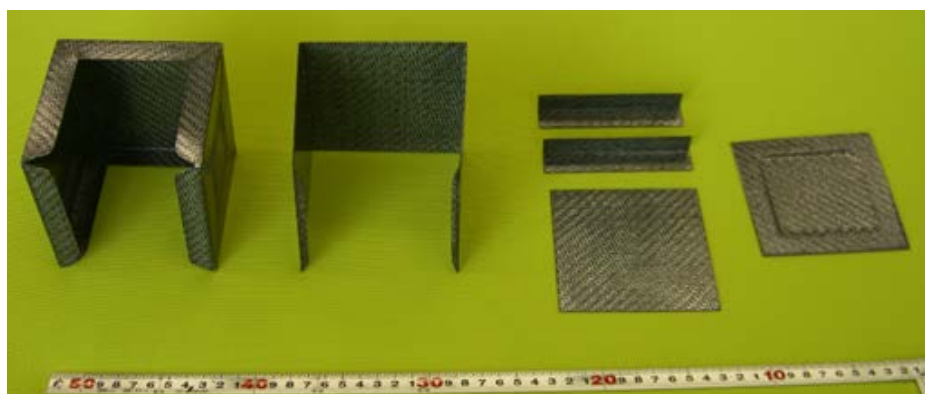


図2-4 PEEK/CFRTPを用いた完全ボルトレスの超小型衛星構体

このボルトレス構体の製作にあたり、先ずオートクレーブでセミプレグ（樹脂を半含浸させたCFRTP）素材を成型した。次に、そのセミプレグを機械加工により展開形状に加工し、これらを熱溶着によりボックス形状に成型した。この構体を産業界で多用されているアルミ合金、チタン合金やステンレスといった金属材料で作製すると、それぞれ約2倍、約3倍、約5倍とかなり重くなってしまふ。

熱融着可能なCFRTPを使用することにより、製品の部品点数を大幅削減できる。一般的に、製品の故障が起きる確率はポアソン分布に従う。システム製品は多くのサブシステムからなり、このサブシステムは多くの部品から構成される。一つのサブシステムあるいは一つの部品が故障したとき、システムの故障につながってしまう。

部品点数の削減は、単に軽量化だけでなく、設計やシステムを簡素にできるので、信頼性の向上につながるができる。さらに、製造する部品数も小さくできるので、ワークマンエラーなどが発生し難くなり、信頼性確認のための試験回数を削減でき、製造コストや品証作業コストを削減できる。

現在、「熱硬化タイプのCFRP」は、ボーイング社の787型機や新幹線、自動車、ロケットや人工衛星などに多用されている。しかし、その成型に必要な時間は2時間程度と長く、リサイクルも困難である。

「熱可塑タイプのCFRTP」は、成型温度がCFRPより高いといった産業利用上の短所があるものの、「成型時間が圧倒的に短いこと」、「二次成型や素材管理が容易であること」、「高いリサイクル性を有していること」、さらに「製造コストや品質保証コストを削減できること」などから、自動車などの産業界で多用されることが期待できる。このCFRTPの産業利用を実現するため、品質管理を意識した大型CFRTP部品の一体成型技術の確立は極めて大切になる。具体的に、本研究では、CFRP成型時とは異なる金型内部の温度と圧力の管理の手法、さらに新しい熱融着を用いた大型構造物の一体成型技術の確立を目指す。

3. 研究・開発の成果

3.1. 大型CFRTP部品成型のための金型内部の温度と圧力の管理手法に関わる研究

深宇宙通信実験機「しんえん2」のフライトモデル構体(図3.1-1)から小片(図3.1-2)を切り出し、それを用いて測定したPEEK/CFRTPの引張強度と引張弾性率を測定した。この測定結果から、引張強度と引張弾性率は±15%の範囲で分散していることが分かった。

同様な方法で試作したCFRPの分散が±5%程度であることから、産業界で多用されているエポキシ樹脂など熱硬化樹脂と炭素繊維との複合材の成型技術は、CFRTP成型に直接活用できないと考えられる。

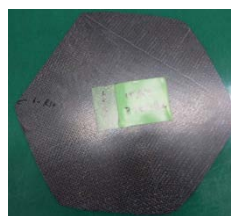
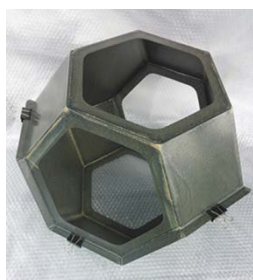


図3.1-1 「しんえん2」構体 図3.1-2 「しんえん2」から切り出した小片

CFRTPの機械物性が成型毎に分散する理由は幾つか考えられるが、主な原因は熱硬化樹脂と比較して熱可塑樹脂の方が繊維になじみ難いからと考えている。

一般的に、エポキシ樹脂などの熱硬化樹脂は成型時に液体であり、比較的容易に炭素繊維になじむ。しかし、PEEK樹脂などの熱可塑樹脂はフィルム状あるいはペレット状の固体として利用されることが多く、液体の熱硬化樹脂と比較して作業し難くなる。

「しんえん2」フライトモデル構体を注意深く観察すると、8面体と4面体の接合箇所とその他の一般部とでは表面状態に差が生じていた。この表面状態の差は、エポキシ樹脂を用いたCFRP成型時には見られておらず、CFRTP成型時の独特の問題であることを見出すことができる。これが、PEEK/CFRTPの機械物性に分散が生じる主原因の一つと考える。さらに、金型内部には温度と圧力の差が発生したと考えられ、これにより溶融した樹脂が繊維に充分になじんだ箇所と、なじみが不完全な箇所が生じたと推察される。これもPEEK/CFRTPの機械物性に分散が生じた主因の一つと考える。

本研究で対象とした熱可塑樹脂を表3.1-1に示す。本研究ではPP（ポリプロピレン）、PA（ポリアミド）、PPS（ポリフェニレンサルファイド）およびPEEKを用いた。

また、本研究に用いたPEEK樹脂のガラス転位点温度と融点を示差走査熱量計DSCで測定した結果を図3.1-3に示す。図3.1-3から、PEEK樹脂のガラス転位点温度は143℃、融点は343℃であることが分かる。

表3.1-1 熱可塑CFRP成形用熱可塑樹脂の熱化学的特性と成形温度

熱可塑樹脂	熱化学特性 [°C]		成型時温度 [°C]	
	ガラス転移点	結晶融点	加熱開始	加熱終了
PP（ポリプロピレン）	0	180	室温	250
PA（ポリアミド）	50	225	室温	290
PPS（ポリフェニレンサルファイド）	90	290	室温	350
PEEK（ポリエーテルエーテルケトン）	145	345	室温	420

本研究ではPEEK樹脂の成形温度を350℃から475℃まで25℃ピッチで5つの異なる条件で試作した。試作試験の結果、XXX℃以下の温度で成形したPEEK/CFRTPはPEEK樹脂の融解が不十分であったためセミプレグ間の融着が進行しておらず、相間剥離が発生した。一方、YYY℃で成形したPEEK/CFRTPはPEEK樹脂の熱分解が生じていた。以上の結果を踏まえて成形温度を420℃±ZZ℃と定めた（XXX, YYYおよびZZにつきまして機微情報ですので、ここでの明示を避けます。）。

一般的に、EPOXY/CFRPのような炭素繊維を熱硬化樹脂で強化した複合材は、PEEK/CFRTPのような炭素繊維で強化した熱可塑樹脂複合材よりも高温での機械特性に優れていると考えられている。しかし、今回の試作試験により、熱可塑CFRTPは熱硬化CFRPよりも高温耐性に優れていることを見出した。この優れた熱可塑CFRTPの機械特性は航空機や宇宙機に加え、自動車や鉄道などの構体材料に適用できるので引き続き試作研究を続けていきたい。

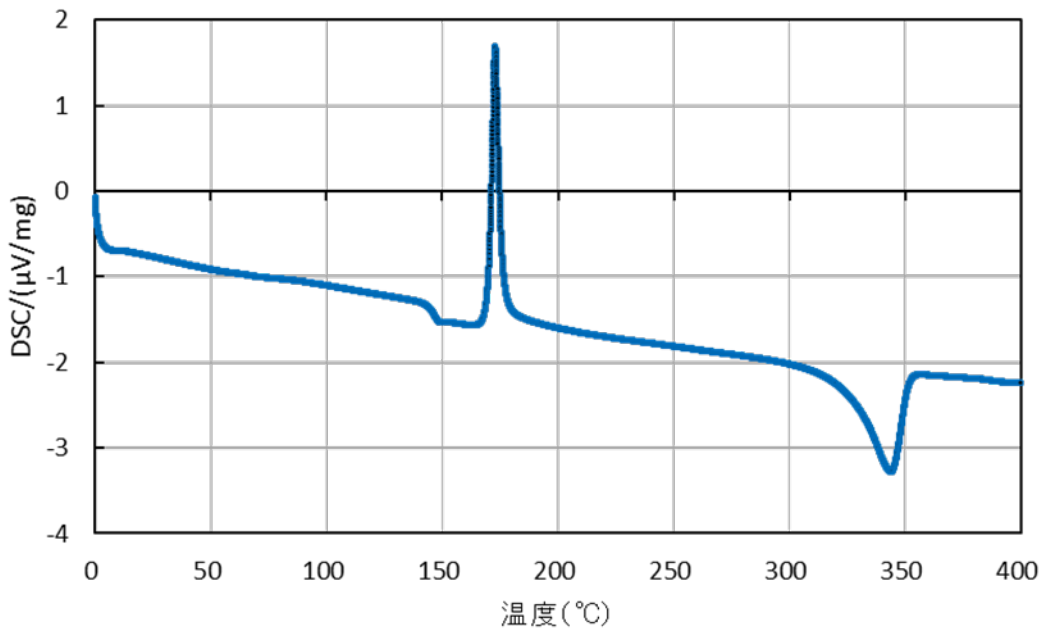


図3. 1-3 示差走査熱量計DSCで測定したPEEK樹脂のガラス転位点温度と融点

人工衛星構造材料としてはアルミ合金とEPOXY/CFRPが使用され続けており，熱可塑CFRTPが一次構造（主構造）に利用されたのは「しんえん2」が世界ではじめてである。

本事業では熱可塑CFRTP，特に優れた機械特性を有するPEEK/CFRTPに注目してロケット打上げ環境耐性について研究した。

H2Aロケットの打ち上げ時プロファイルを図3. 1-4に示す。ロケット打上げ時に人工衛星は準静的加速度荷重とランダム振動荷重と正弦波振動荷重を受ける。また，補助ロケットや衛星カバー（フェアリング）の分離時，さらに衛星分離時に大きな衝撃荷重に曝される。人工衛星はこれら機械的環境に対して耐荷しなければならぬ。具体的に，構体内部で発生した応力は材料の降伏強さあるいは極限強さ以下でなければならず，衛星の固有振動数は機軸方向（ロケット打上げ方向）で100Hz以上，機軸直交方向で50Hz以上でなければならない。

本研究では超小型衛星構体を試作し，その固有振動数の変化について調べた。衛星構体は1Uサイズ（10cm×10cm×10cm），2Uサイズ（10cm×10cm×20cm）と3Uサイズ（10cm×10cm×30cm）の3種類で，構体材質はアルミ合金（A6061-T6）とPEEK/CFRTPの2種類である（図3. 1-5）。

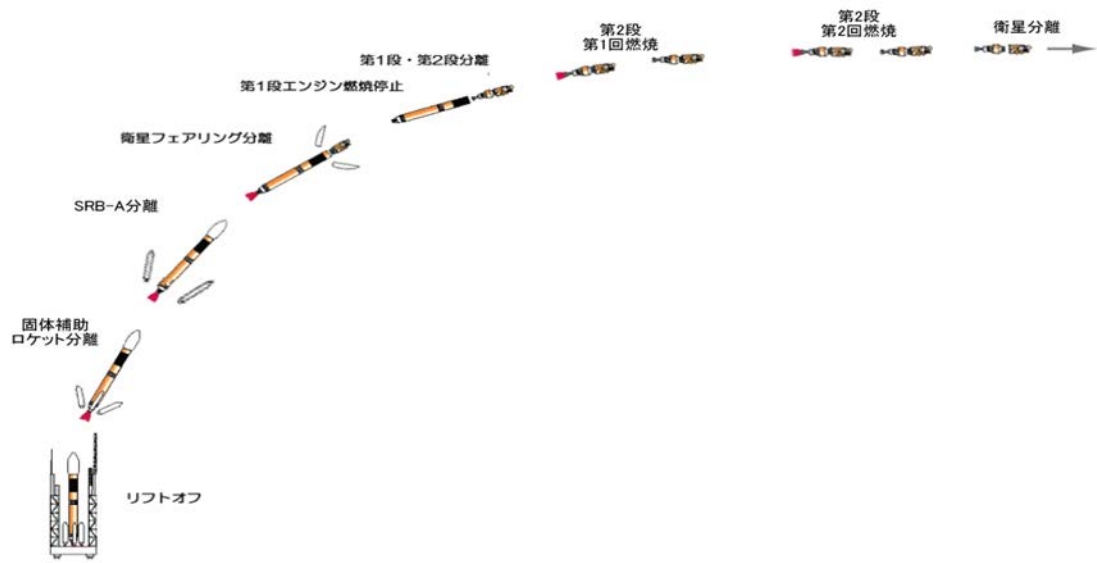


図3. 1-4 H2Aロケットの打上げシーケンス

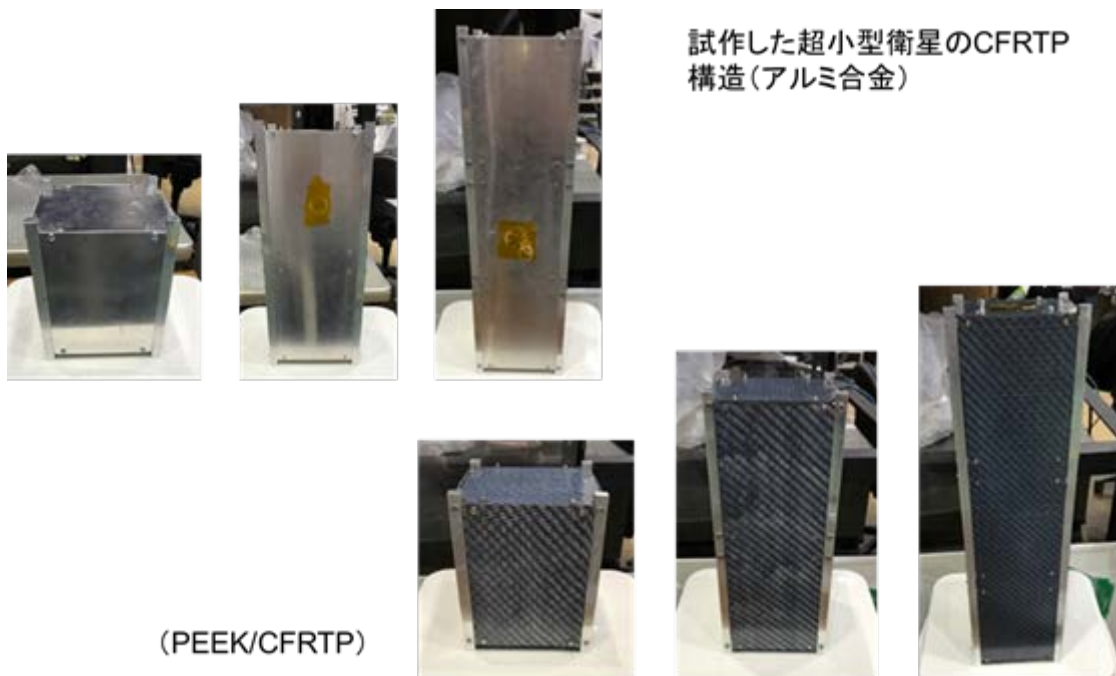


図3. 1-5 アルミ合金およびPEEK/CFRTPを用いた超小型衛星構体

図3.1-5の衛星構体内部には模擬機器が搭載でき、この模擬機器の個数や質量を調整することで全体質量をマネジメントした。各衛星構体の固有振動数は九州工業大学の超小型衛星試験センターにある振動試験機を用いて測定した。図3.1-6に振動試験機の外観を示す。今回の研究の結果から、従来から宇宙機構体に多用されているアルミ合金製構体とPEEK/CFRTP製構体との間に大きな固有振動数の変化がないことを見出せた。この結果より、PEEK/CFRTPが宇宙機構体材料として使用できることをあらためて確認できた。

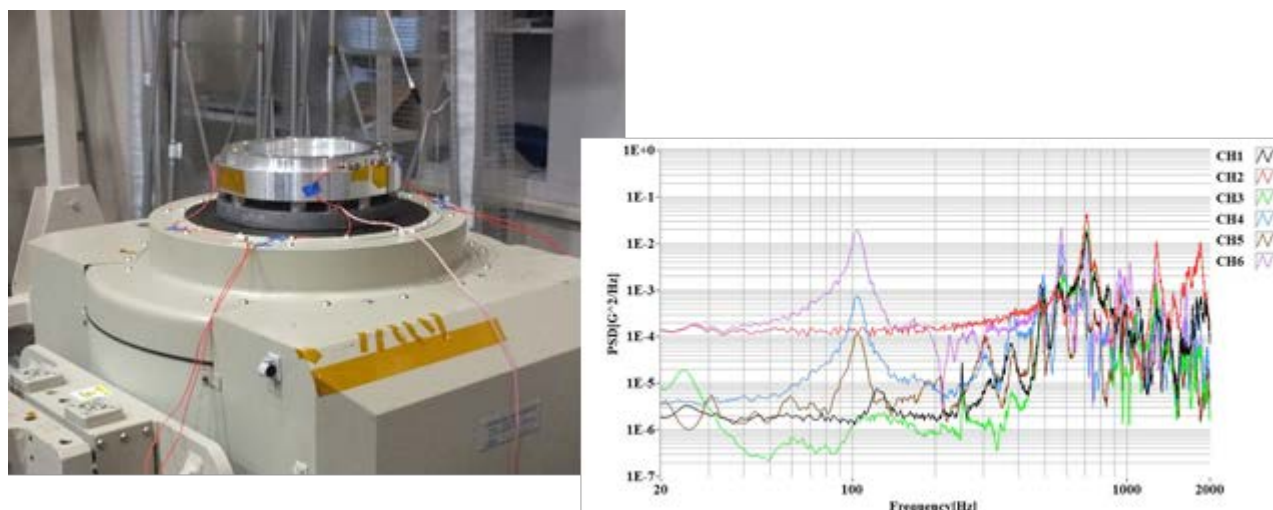


図 3.1-6 振動試験機と振動試験結果の一例

3.2. 新しい熱融着を用いた大型構造物の一体成型技術の確立

「しんえん2」フライトモデルをH2Aロケット打上げ時の1.5倍の大きさとで振動試験したところ、機軸方向（ロケット打上げ方向）、機軸直交方向（ロケット打上げ直交方向）の固有振動数がそれぞれ約350Hz、約100Hzであり、H2Aロケットの剛性要求である機軸方向100Hz以上、機軸直交方向50Hz以上を満足できていることが分かった（図3.2-1）。このことから、PEEK/CFRTP製の「しんえん2」フライトモデル構体はH2Aロケットの打上げ環境を満足できることが分かった。

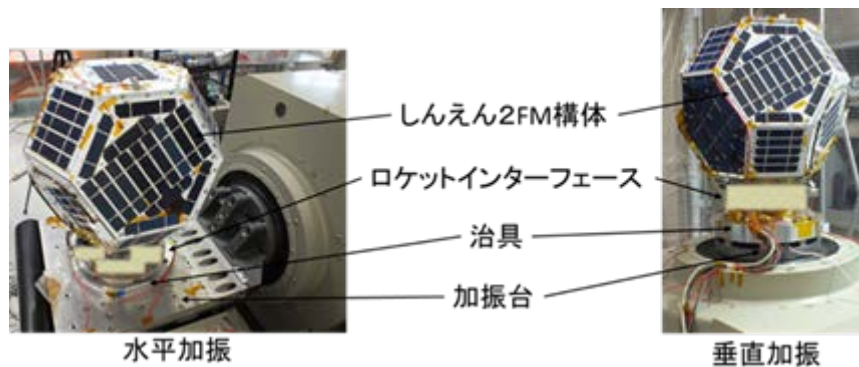


図3.2-1 「しんえん2」の振動試験（九州工業大学）

JAXAの小惑星探査機「はやぶさ2」と我々の「しんえん2」は2014年12月3日にH2Aロケット26号機で打上げられ、「しんえん2」は深宇宙に向かう軌道に無事に投入された（図3.2-2および図3.2-3）。



図3.2-2 H2A 26号機の打上げ

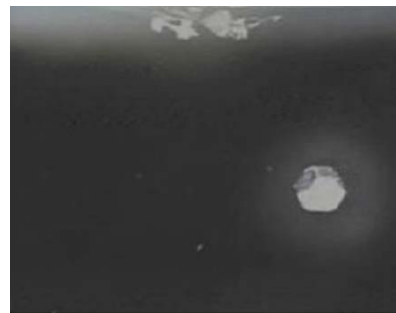


図3.2-3 「しんえん2」の切離し

「しんえん2」は、現在も太陽を周回しており、PEEK/CFRTP製の「しんえん2」構体は、問題なく機能している。

ところで、現在は第24太陽周期の期末付近にあり、黒点観測数はダルトン極小期に匹敵するほど少なくなっている。太陽活動は2020年前後で極小を向かえ、やがて再び増加に転じると予想されている。太陽活動が最小に向かう数年と増加に転じる数年を観測期間として、奥山研究室では、先ずこの太陽活動の変化に伴う電離圏環境の不規則な擾乱を観測するため、地球低軌道環境観測衛星「てんこう」を開発している（図3.2-4）。「てんこう」は2018年度にJAXAの温室効果ガス観測技術衛星2号「いぶき2号（GOSAT-2）」の相乗りとしてH2Aロケットで打上げられる予定である。

「てんこう」は外部構造と内部構造から構成され、外部構造はPEEK/CFRTPおよびEPOXY/CFRP製である（図3.2-5）。内部構造はアルミ合金（A6061-T6）製であり（図3.2-6）、「てんこう」構体は「しんえん2」構体開発の成果ならびに本研究の成果に基づいて設計、製作する予定である。

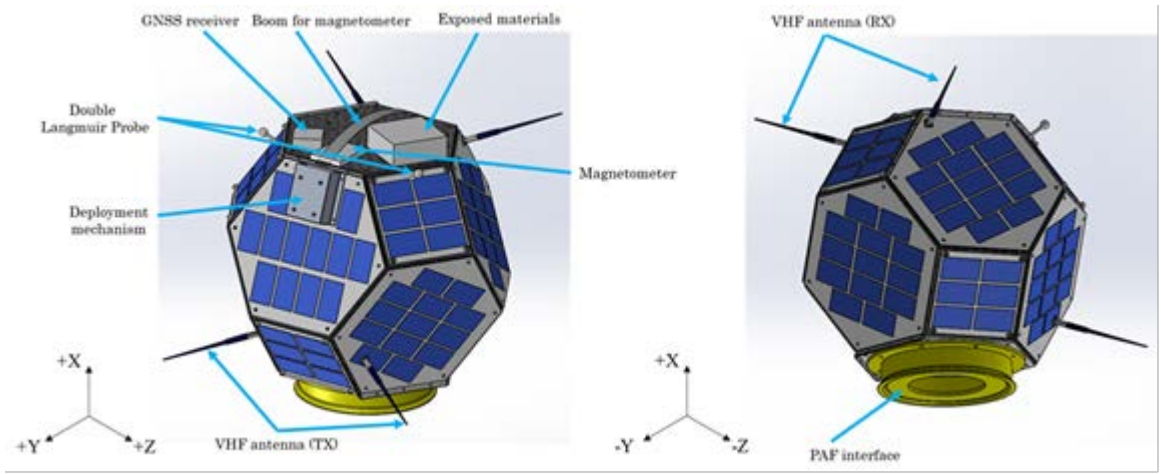


図3.2-4 地球低軌道環境観測衛星「てんこう」の概観

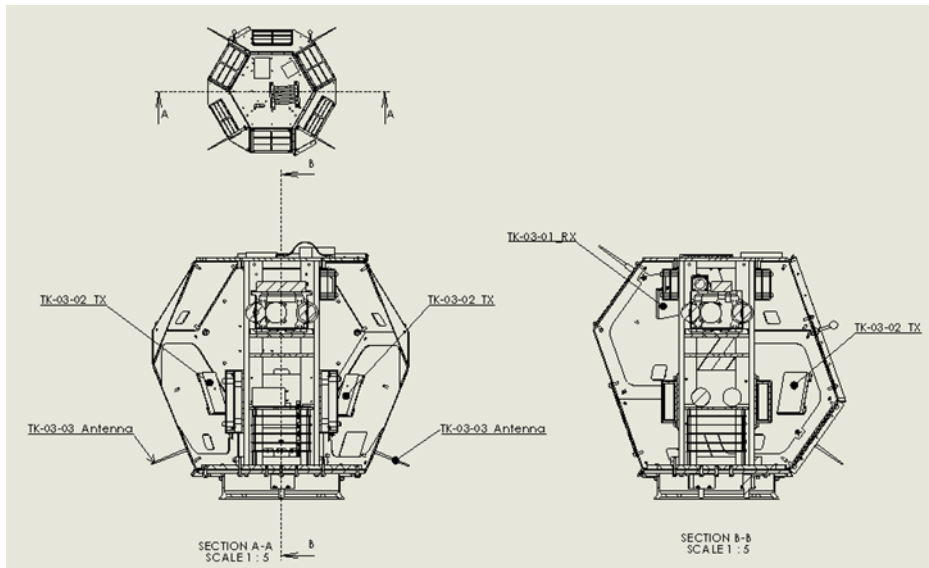


図3.2-5 地球低軌道環境観測衛星「てんこう」の外部構造

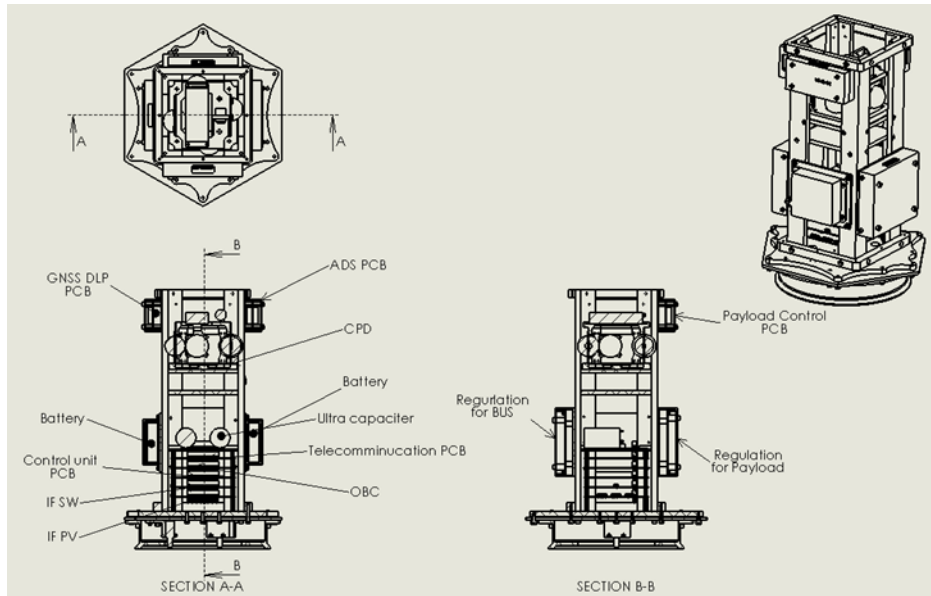


図3.2-6 地球低軌道環境観測衛星「てんこう」の内部構造

ロケットの準静的加速度は静的加速度と衛星の固有振動より低い周波の動的加速度の組み合わせを指す。一般にロケット打ち上げの際に最も大きな荷重がかかるタイミングは第一エンジンの燃焼が終了するとき（MECO : Main Engine Cut Off）であり、一般的にリフトオフから約400秒までの間である。JAXAから「てんこう」に提示された準静的加速度荷重は機軸方向（ロケット打上げ方向）に対して - 6Gと+5Gであり、機軸直交方向に対しては± 6Gである。

正弦波振動は主にリフトオフ時および第一段燃焼停止時で生じる。また、ランダム振動はロケット打ち上げ時のエンジン排気流と周辺空気の干渉により生じる音響による空気電波の加振や、遷音速到達時に発生する衝撃波などによるフェアリング構造への流体加振、さらに宇宙機システム構造からの構造振動伝達によって生じる。

「てんこう」にとって最も厳しい機械的環境はランダム振動であり、これはフライトモデル試験条件（AT条件）で7.8Gであり、エンジニアリングモデル試験条件（QT条件）で11Gである。

また、「てんこう」の最も大きなH2A ロケットの衝撃加速度荷重はロケットからの衛星分離時に発生しており、その最大値は 25000m/s^2 （2550G）と非常に大きい。

「てんこう」の振動試験および衝撃試験は九州工業大学・超小型人工衛星試験センターにある振動試験機を使用した。「てんこう」の振動試験の様子を図3.2-7に示す。振動試験前後で「てんこう」の固有振動数に変化がないことから、「てんこう」の外部構造と内部構造は厳しいH2Aロケットの打上げ時環境にも十分に耐荷し、構造的健全性を維持できていることが確認できた。

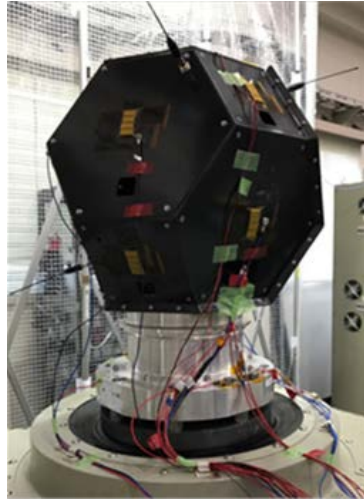


図 3.2-7 九工大学・超小型衛星センターにおける「てんこう」振動試験

4 まとめ

CFRPは比強度、比弾性に優れるので自動車や航空機、宇宙機などの輸送産業に多用されてきたものの、再加工困難な物質の一つと考えられてきた。一方、CFRTPはCFRPと同等の機械特性を持ちつつ、熱可塑性を有するので再加工性や一体成型加工性に優れている。しかしながら、CFRTPは比較的新しい発展途上の材料であり、それら加工技術は十分に成熟できていない。

研究代表者らは深宇宙探査機「しんえん2」を開発し、これは2014年12月3日にH2AロケットでJAXAの小惑星探査機「はやぶさ2」と一緒に深宇宙に向かう軌道に投入された。「しんえん2」は世界ではじめてCFRTPを一次構造（主構造）に採用した宇宙機となったが、この開発を通じて研究代表者らはCFRTPを成型する際に金型内部の温度と圧力の管理をCFRPと同様に適応すべきではないということを経験した。

本研究では、CFRTPの自動車や航空機産業への実用化に向けて、最適な一体成型技術の確立を目的に実施した。具体的には、金型の温度と圧力を意識的に分散させ、成型後の製品の機械物性を測定することで、品質管理すべき温度と圧力の制御方法を最適化する。特に、PEEK樹脂について詳細に研究し、適切な成形温度の設定に成功した。

また本研究を通じて、アルミ合金とCFRTPを用いた衛星構体の機械特性に大きな差が無いことを見出すことができ、これらの研究成果を活かして新しい小型衛星、地球低軌道環境観測衛星「てんこう」の構造設計を行った。「てんこう」構造はCFRP、CFRTPおよびアルミ合金を複合したものである。「てんこう」は2018年度にJAXAの温室効果ガス観測技術衛星2号「いぶき2号（GOSAT-2）」の相乗りとしてH2Aロケットで打上げられる予定である。

謝辞

本研究開発は、公益財団法人三井金型振興財団による研究助成により実施されたことを記し、感謝の意を表します。