

熱可塑 CFRP 熱防御システムの技術実証および地球電離圏観測

○奥山圭一（九工大），松本晴久（JAXA），下田孝幸（JAXA），杉浦幸之助（富山大），小林秀樹（JAMSTEC），高橋祐介（北大），加藤純郎（琉球大）

Engineering Demonstration of A Thermoplastic CFRP Heat Shield System and Observation of Earth Ionosphere

Kei-Ichi OKUYAMA (KIT), Haruhisa MATSUMOTO (JAXA), Takayuki SHIMOSA (JAXA), Konosuke SUGIURA (University of Toyama), Hideki KOBAYASHI (JAMSTEC), Yusuke TAKAHASHI (Hokkaido University) and Sumio KATO (K University of the Ryukyus)

Key Words: CFRP, Thermoplastic resin, Ablator, Solar Activity, Radiation Observation, Ionosphere, Sub-Orbital Flight

1. 研究の背景および実験の科学的重要性・学術的意義

現在，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，本研究では，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衛星と小型ロケットを用いて観測する．

一方，幾つかの炭素繊維強化熱可塑樹脂（以下，熱可塑 CFRTP）は有望な宇宙機構造の候補材であり，これら材料を宇宙環境に曝露させると劣化することが予想されているものの，その進行程度は良く分っていない．

上記の太陽活動変動に伴って紫外線量などは増減する．将来の宇宙開発の資とするため，本研究では，高真空，放射線，赤外線，紫外線，原子状酸素や大きな温度差や温度サイクルが複合する宇宙環境，特に紫外線量の変動と CFRTP の劣化特性との関係も取得する．これら研究は現在開発中の地球低軌道環境観測衛星「てんこう」（図 1.1 および図 1.2）を用いて明らかにする．「てんこう」は研究代表者である九州工業大学の奥山研究室が開発中の小型衛星であり，これは JAXA の「温室効果ガス観測技術衛星 2 号（いぶき 2 号，GOSAT2）」相乗りとして平成 30 年度中に H2A ロケットで軌道投入予定である．「てんこう」のミッションは，「先進材料の宇宙環境劣化具合の観測」および「地球低軌道環境の観測」である．これらミッションは，観測ロケット実験「熱可塑 CFRP 熱防御システムの技術実証および地球電離圏観測」と連携す

るもので，研究の背景および実験の科学的重要性・学術的意義を以下に列記する．



図 1.1 地球低軌道環境観測「てんこう」



図 1.2 「てんこう」フライトモデル

1.1. 工学的な実験動機と目的

炭素繊維熱硬化樹脂（以下、熱硬化 CFRP）の比強度（=強度/密度）と比弾性（=縦弾性係数/密度）が実用材料中で最大級であるため、ロケットや宇宙機の主構造（第一次構造）として多用されている。ただし、熱硬化 CFRP の成形に必要な時間は数時間と長く、またその素材は冷凍環境で保存しなければならず、かつリサイクル困難などの理由から、国際宇宙ステーション（ISS）や月や火星の基地などでの使用に限界があると考えられている。一方、熱可塑 CFRTP は熱硬化 CFRP 相当の比強度と比弾性を有し、かつ成形時間は約 10 分と短く、素材も室温で保存でき、さらにリサイクルも可能であるので、今後の宇宙用材料として有望である。

熱硬化 CFRP や熱可塑 CFRTP を構成する樹脂は主に紫外線（以下、UV）で劣化することが知られている。大気圏外における波長 200nm から 400nm までを積分した UV の照射線量率は約 120W/m² である^{1,2)}。UV は、400nm から 315nm (UV-A)、315nm から 280nm (UV-B) と 280nm から 100nm (UV-C) の 3 つの領域に分類でき、この UV-C は生物にとって最も有害である^{1,2)}。ただし、UV-C はオゾン層と大気中の酸素分子により吸収されるが、宇宙空間ではこれが直接材料に照射されることになる。

熱硬化 CFRP や熱可塑 CFRTP を構成する熱硬化樹脂や熱可塑樹脂の重要な分子構造は C-C や C-Cl であり、これらの結合エネルギーは 345kJ/mol、328kJ/mol である。280nm と 100nm の UV のエネルギーはそれぞれ 427kJ/mol と 1,195kJ/mol であることから、CFRTP は低波長側の UV でより破壊されやすいことが分かる。

ところで、2003 年 2 月 1 日に起きたスペースシャトル・コロンビアの空中分解事故は、左主翼の熱防御材が破損し、大気圏再突入フライト中に高エンタルピー気流がそこから侵入し、内部構造が破壊することで発生した。損傷した熱防御材は、強化カーボンカーボン RCC であった。この RCC は、熱硬化 CFRP を不活性雰囲気中で熱処理することで製作される。熱硬化樹脂は、主にフェノール樹脂、あるいはエポキシ樹脂などが用いられる。

これら熱硬化樹脂や熱硬化 CFRP には以下のような欠点があり、損傷が生じたコロンビアのような機体を軌道上で修理することは困難である。

- ① . 熱硬化樹脂は冷凍室で保管しなければならず、国際宇宙ステーション ISS 与圧式のよう

にスペースや電力が厳しく管理される空間に保存することは難しい。

- ② . 熱硬化 CFRP 成形にはオートクレーブやホットプレスといった高温と高圧の環境を維持できる大型装置が必要で、また成形に数時間の時間を要する。

強化カーボンカーボン RCC は、この熱硬化 CFRP を不活性雰囲気中で焼成して成形される。熱硬化 CFRP や RCC を国際宇宙ステーション ISS で成形することはとても困難である。

筆者らはセラミックタイルや強化カーボンカーボン RCC、熱硬化 CFRP 製の熱防御材を開発し、これらは各種宇宙往還機に適用され、1994 年に軌道再突入実験機 OREX、1995 年に自律帰還型無人宇宙実験システム EXPRESS、1996 年に極超音速飛行実験機 HYFLEX、2003 年に次世代型無人宇宙実験システム USERS のリエントリーモジュール REM、2010 年に小惑星探査機はやぶさカプセルが大気圏の再突入フライトに成功している。特に、USERS の REM やはやぶさカプセルの熱防御材は熱硬化 CFRP 製であった。

ポリエーテルエーテルケトン樹脂 PEEK やポリエーテルエーテルケトンケトン樹脂 PEKK といった熱可塑樹脂や熱可塑 CFRTP には以下の長所があり、損傷が生じた機体を軌道上で修理することが可能である。

- ①. 熱可塑樹脂は、優れた機械特性、成形性、耐熱性、耐薬品性を持ち、その素材は ISS 与圧室で保管できる。
- ②. 10 分程度の短時間で炭素繊維強化熱可塑樹脂（熱可塑 CFRP）を成形できる。

この熱可塑 CFRTP を宇宙機構造に使用した実例は、超小型深宇宙探査機「しんえん 2」が世界で初めてである。ただし、この熱可塑 CFRTP が実際の宇宙環境でどのように劣化するかわよく分っていない。

「しんえん 2」は研究代表者らが開発した探査機で、平成 26 年にははやぶさ 2 と一緒に打上げられた(図 1.3)。「てんこう」のシステムは「しんえん 2」の通信機器、太陽電池セルおよびミッション機器を除いてほぼ同じである。



図 1.3 深宇宙通信実験機
『しんせん2』の外観
(©JAXA)

「てんこう」表面に各種炭素繊維熱可塑樹脂 CFRTP を装着して宇宙空間に曝露させ、高真空、放射線、赤外線、紫外線、原子状酸素や大きな温度差や温度サイクルが複合する宇宙環境下での材料劣化特性、特に紫外線による材料劣化特性を観測する。材料劣化は機械特性（ひずみ）を測定することで評価する。機械特性（ひずみ）は各供試体に装着したひずみゲージとピエゾゲージによる接触法とレーザ光を用いた非接触法での計測を予定している。周辺環境は「放射線検出器」、「ラングミュアプローブ」、「磁力計」に加えて、「熱電対」、「赤外線センサ」および「UV センサ」、「原子状酸素センサ」を用いてモニター予定でもある。

「てんこう」用の熱可塑 CFRTP は、耐 UV コーティングとして、熱力学的に安定した酸化物、および原子状酸素の衝突による損耗を防ぐことができる高分子材が塗布される。なお、「てんこう」が計測した各種データは UHF 帯で九工大局に送信され、アラスカなどの極地で観測されたデータはその測定場所から「てんこう」に送信される。

本ロケット実験は宇宙環境耐性が確認された熱可塑 CFRTP について、実際に大気圏再突入環境に耐荷できることを目的に実施する。

1.2. 理学的な実験動機と目的

太陽活動は約 11 年を周期にして極大期と極小期をむかえるが、現在は第 24 太陽周期の期末付近にある。太陽活動の低下（＝黒点観測数の減少）に伴い、太陽から飛来する放射線量が減少し、銀河放射線量が増加する。また衛星観測によって得られた低層雲量はこの銀河放射線量に相関することが報告されている³⁻⁴⁾。

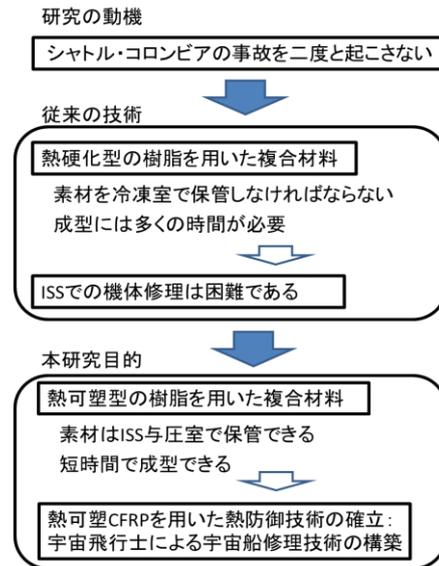


図 1.4 工学的な実験動機と目的

1790 年から 1830 年までは太陽黒点の観測数が極端に減少した期間で、ダルトン極小期と呼ばれ、第 24 太陽周期の太陽黒点観測数はこの期間の観測数に匹敵する。現在、即ち第 24 周期末付近のこの時期はかつてない量の銀河放射線が飛来するため、銀河放射線が電離圏や地球低層大気に与える影響を観測する絶好の機会である。

現在のところ、太陽活動の変化に伴う電離圏、磁気圏の環境変化は充分に分っておらず、文部科学省が平成 27 年に採択した新学術領域研究「太陽地球圏環境予測（代表：草野完也・名古屋大教授）」が活動テーマの一つとして鋭意研究を行っている⁵⁾。

平成 28 年 12 月 20 日に JAXA はジオスペース探査衛星「あらせ」をイプシロンロケット 2 号機で打上げた。「あらせ」は電離圏、磁気圏における高エネルギー粒子の生成と消滅、磁気嵐の発達のメカニズムを解明するため、様々なエネルギーレベルの電子やイオン、磁束密度などを観測できるセンサが搭載されている⁶⁾。特に「あらせ」は太陽起源の 20MeV 以下の電子、180keV/q 以下のイオンを測定できる（表 1.1）。

一方、「てんこう」は傾斜角約 90° の軌道を周回予定であり、低緯度から高緯度までの地球全域を範囲に、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、太陽放射線と銀河放射線の双方の変化をもたらす電離圏環境変動を観測できる。ただし、「てんこう」の軌道高度は約 610 km であるので、磁気圏の観測はできない。第 24 太陽周期の期

末付近における太陽活動変動に伴う電離圏環境擾乱、特に太陽放射線と銀河放射線、電子密度と磁束密度、UV量の変化を計測するため、「てんこう」には、「放射線検出器」、「ラングミュアプローブ」および「磁力計」が搭載されており、地球低軌道に存在する様々なエネルギーレベルの放射線や電子密度、磁束密度を測定できる。この「放射線検出器」はNASAのJohnson Space Centerなどによって開発されたCMOS型の粒子検出器PPD (radiation particle pixel detector)であり、「しんえん2」にも搭載された。この「しんえん2」は超小型機としては世界ではじめてヴァン・アレン帯の内帯と外帯、および太陽フレアの計測に成功し、深宇宙通信ネットワークDSNを使用しない通信にも成功した⁷⁾⁹⁾。また、「てんこう」の「ラングミュアプローブ」は鳳龍4号 (ASTRO-H相乗り・九工大趙研究室開発) に使用されたもので $1 \times 10^{10} \text{cm}^{-3}$ から $2 \times 10^{11} \text{cm}^{-3}$ までの電子密度を計測できる。「磁力計」は宇宙仕様品で、 $-200 \mu\text{T}$ から $+200 \mu\text{T}$ までの磁束密度を計測できる。

表 1.1 「てんこう」と「あらせ」の宇宙放射線測定装置の比較

Particle	Ten-Koh Energy range (MeV)	ARASE Energy range
Electrons	1 - 10	19eV - 20MeV
Protons	1 - 1000	Not applicable.
Ions (H)	Up to 1000	10eV/q - 180keV/q
Ions (He, Be, B)	Up to 500	
Ions (C, O, Si, Fe)	Up to 5	

2. 実験方法、実験シーケンス等の概念図

電離圏の電子密度は高度約 300km あたりに最大があるが、約 200km から約 600km の間で大きく変化することが知られている。

電離圏下層領域は D 層と呼ばれ、おおよそ約 80 km から 60 km の間に存在している。電離圏下層領域は不安定で変化しやすく、時刻、季節や太陽活動、電離圏上層や磁気圏の擾乱に影響を受ける。電離圏下層領域は気球や衛星を用いて直接観測することは困難であり、観測ロケットがその有効な手段である。

ところで、GPS 測位誤差の要因として、「①GPS 衛星時計誤差」、「②対流圏信号伝播遅延誤差」、「③マルチパス誤差 (地表や山脈、構造物などに GPS 信号が反射して生じる誤差)」、「④GPS 衛星配置に伴う誤差」、そして「⑤電離層伝播遅延誤差」があり、この中で最

も誤差量が多いものが「⑤電離層伝播遅延誤差」である。「電離層伝播遅延誤差」は、測位誤差成分の約 80% を占める場合があり、これは電離層が不規則な構造となることで発生する。電波信号がまたたく現象は電離圏シンチレーションと呼ばれ、GPS 信号のまたたきは GPS シンチレーションと呼ばれる。

このシンチレーション活動は赤道域の対流圏擾乱との関係が指摘されており、対流圏から電離圏までの連続した観測が重要となる。

現在、第 24 太陽周期の期末付近にあり、太陽活動は 2020 年前後で極小を向かえると予想されている。太陽活動が低下してくると銀河宇宙線量が増加し、これにより電離圏環境が不安定となると考えられる。太陽活動の擾乱に伴う太陽放射線量や銀河宇宙線量の変動と、それに伴う電離圏電子密度の不規則な変化との関係は明らかになっておらず、それら宇宙線と GPS シンチレーションとの関係も明らかになっていない。

小型観測ロケットを用いた本研究では、熱可塑 CFRTP が大気圏再突入時の実空力加熱環境に耐荷することの技術実証と、電離圏下層域の直接観測をミッションとする。使用ロケットは S-520 とする。S-520 の初期質量を 2,350kg、燃料質量を 1,518kg、燃料 Isp を 266 秒、打上げ角度を 78 度としたときの S-520 の対地速度と高度の時間履歴を図 2.1 および図 2.2 に示す。図 2.1 および図 2.2 から、S-520 は最高速度が約 2.4km/s、最高高度が約 280km であることが分かる。観測ロケットが最高高度に達した段階で、再突入実験機はロケットから放出される。

実験機の外観を図 2.3 に示す。

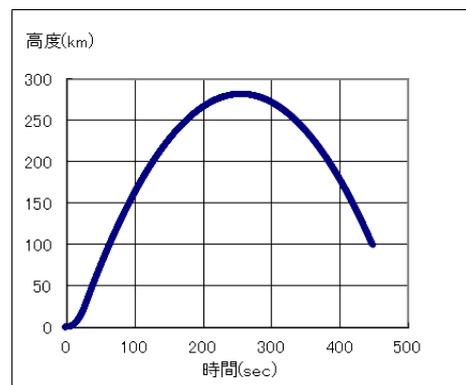


図 2.1 S-520 対地速度の打上げ後履歴(予測)

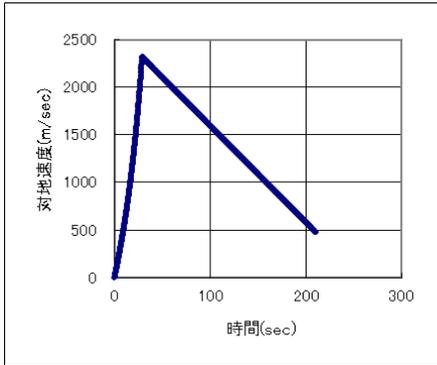


図 2.2 S-520 高度の打上げ後履歴(予測)



図 2.3 小型再突入実験機

再突入実験機は半径 200mm の球形で淀み点は熱流束 (以下, 加熱率) をできる限り大きくするために鋭角である。先端曲率半径は約 10mm で, この実験機のロケット切り離し後高度と対地速度との関係を図 2.4 に, 空力加熱との関係を図 2.5 に示す。

実験機はロケットから切り離された後すぐに大気圏を高速飛行するので, 表面に太陽電池を装着しない。しかし, 今後この機体を超小型惑星探査プローブとして使用することも想定し, 太陽電池を装着できる機能も持たせる。

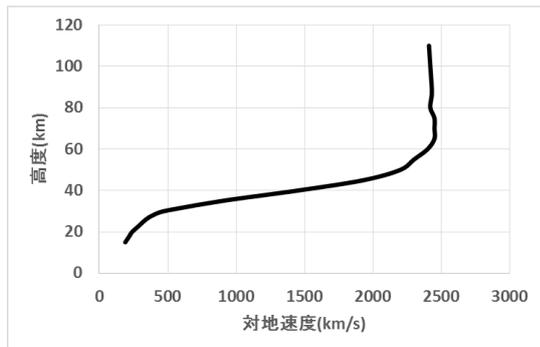


図 2.4 ロケット切り離し後の実験機の対地速度と高度との関係(予測)

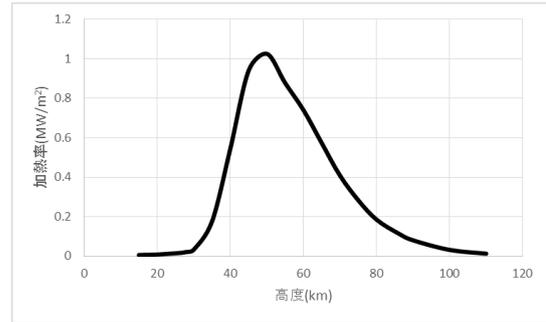


図 2.5 ロケット切り離し後の実験機の空力加熱率と高度との関係(予測)

図 2.5 より空力加熱は高度 100km より徐々に大きくなり, 高度約 80 km で約 0.2MW/m² となり, 材料表面温度は 1,000K 以上となる。この温度あたりから炭化した材料表面の損耗がはじまる。したがって, おおよそ高度 80 km あたりの電離圏 E 層と D 層を観測できる。

高度約 50 km あたりで空力加熱は最大となり, 高度が低下するにしたがって急激に小さくなり, 高度約 30 km ではほぼゼロとなる。高度 90 km から高度 30 km までは実験機周囲の解離や電離した気体の種類と空間分布を測定する。高度 30 km に達したら, 測定データを UHF 帯送信機により地上にいっきを送る。

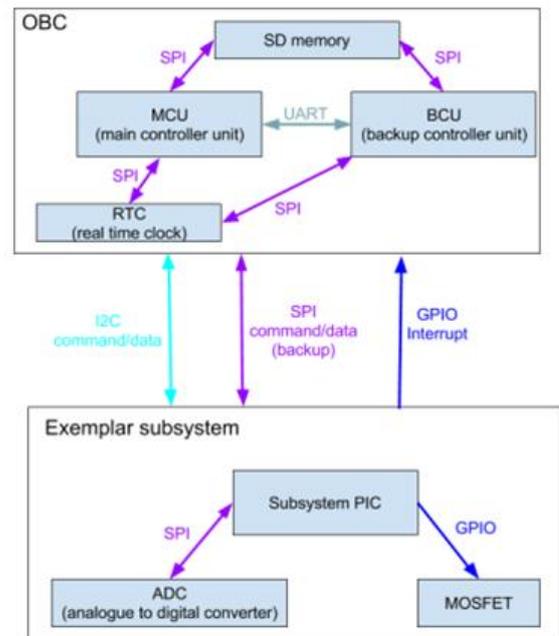


図 2.6 実験機全体制御システムのブロック図

図 2.6 の OBC は実験機システムのオンボードコンピュータであり、これは「しんえん 2」や「てんこう」の制御システムを踏襲したもので、基本的な構成と機能はこれら宇宙機と同じである。

MCU は主制御回路、BCU は従制御回路で、実験機も「しんえん 2」、「てんこう」と同様に 2 重冗長である。仮に、MCU に不具合が生じて故障したとしても、BCU がその機能を補完して正常を維持する。OBC 内の通信は SPI で行い、MCU と BCU は UART で通信する。MCU と BCU のマイコンは「しんえん 2」により高い放射線耐性を持つことを実証した PIC である。実験機のミッション装置は放射線検出器であり、これは図 2.6 のブロック図の中で Exemplar subsystems として示されている。このサブシステムと OBC とは I2C と SPI で通信する。主に I2C は指令 (command) や測定データの通信、また SPI は I2C のバックアップとして使用される。

この OBC は PCU (電力制御ユニット) に指示を与えて、二次電池を用いた充電などをコントロールする。OBC は放射線検出器などの観測を行う。さらに、OBC が CCU (通信制御ユニット) に指示を与えて、地上局への観測データ送信、地上局からの指示信号の受信などを行う。この OBC を中心として、PCU と CCU で実験機全体をマネジメントする手法は「しんえん 2」や「てんこう」と同じである。

実験機は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、フェアリング分離時、さらに衛星分離時に大きな衝撃荷重に曝される。これら機械的環境に対して、実験機が耐荷することを確認しなければならない。S-520 および S-310 の機械的環境は公開されていないため、今後これらを手入し、解析的手法および試験的手法で構造設計の妥当性を評価する。

3. 熱可塑 CFRTP 熱防御材

「てんこう」の機体外側に各種熱可塑樹脂 CFRTP (ポリエーテルエーテルケトン PEEK, ポリエーテルケトンケトン PEKK, ポリエーテルイミド PEI, ポリアミド PA66, ポリアミド PA6, ポリフェニレンサルファイド PPS, ポリウレタンエラストマー TPU, ポリカーボネイト PC) を搭載予定であり、これら材料の宇宙環境による劣化状況を確認することは将来の宇宙開発のためにも有意義と考えられる。

大気圏再突入実験機の熱防御材はこれら熱可塑 CFRTP のうち、最も熱防御材として妥当と考えられる炭素繊維強化 PEEK 樹脂複合材を採用予定である。

図 3.1 に熱防御材表面温度と空力加熱率との関係を示す。

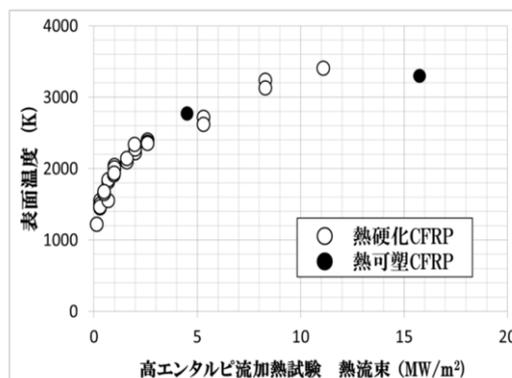


図3.1 高エネルギーレーザー加熱試験熱流束と表面温度との関係

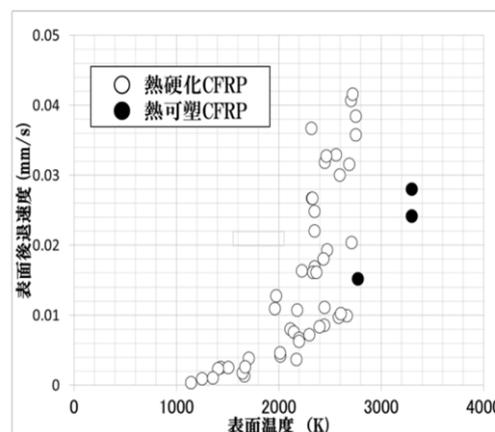


図3.2 高エネルギーレーザー加熱試験表面後退速度と表面温度との関係

図 3.1 の熱硬化 CFRP の樹脂ははやぶさプローブや USERS 宇宙機の REM カプセルに採用されたフェノール樹脂であり、熱可塑 CFRTP の樹脂は PEEK である。図 3.1 から熱可塑 CFRTP ははやぶさプローブが遭遇した約 15MW/m² の空力加熱に耐荷できていることがわかる。

一方、炭素系材料は気流中酸素と熱化学的に反応して CO や CO₂ となって損耗 (表面後退) する。図 3.2 は熱硬化 CFRP と熱可塑 CFRTP の表面損耗速度と表面温度との関係を示す。図 3.2 から熱可塑 CFRTP は熱硬化 CFRP 相当、もしくはそれ以上の空力加熱耐性 (小さな表面損耗速度) を有していることが分かる。

このように空力加熱を受けた CFRP や CFRTP の表面は気流中酸素と熱化学反応し、表面が酸化し、多孔

質化する。この多孔質中の空気分子の流動は、大気圧下において粘性流であり、低圧下においてクヌーセン流である。また、多孔質 CFRP は材料中に樹脂成分を含むため、加熱により熱分解ガスが発生し、材料中を流動することになる。このため、多孔質 CFRP 内部のガス流動は、樹脂成分を含まないセラミックタイル内部の流れと比較して複雑である。

実験機を用いた大気圏再突入飛行により、多孔質化した熱可塑性 CFRTP の内部のガス流れもクヌーセン流から粘性流領域まで、また材料内部温度も低温から高温まで急激に変化する。熱可塑性 CFRTP の熱化学的損耗現象を詳細に把握することはもちろんだが、材料内部の温度上昇、多孔質化した材料内部のガス流動挙動についての詳細把握も重要であり、本実験を通じてこのデータも取得できる。

4. まとめ

近年、大学や民間企業により超小型衛星が開発され続けており、学生教育や先進技術の軌道上実証するため、特に大学における超小型衛星開発は活発化してきている。

これら超小型衛星の高度 2,000km 以下の低軌道を利用することが多く、それらはしばしば軌道上で故障する。これら不具合の多くは太陽などから飛来する様々なエネルギーレベルの宇宙放射線に関連している。

現在、地球低軌道を周回する宇宙機は、宇宙環境の危険具合をシミュレートできる SPENVIS のような幾つかの宇宙環境シミュレータを用いて設計される。しかしながら、これらは完全に信頼できず、例えば高度 685 キロで周回していたマレーシアの Razak-Sat1 や GNSS 航法信号を送信する欧州宇宙機関 ESA の SWARM の不具合は宇宙環境シミュレータの予測結果と実際の環境とに差が原因であったと考えられている。

奥山研究室が開発中の「てんこう」と本観測ロケット実験を組み合わせることで、太陽活動低迷期における電離圏高高度領域から低高度領域まで同時期の詳細観測を実施できる。

これら観測データは即時公開予定であり、既に運用中の衛星にとっても、開発中あるいは開発計画中の衛星にとってもとても有益なことである。

ところで、炭素繊維強化熱可塑性樹脂 CFRTP は、優れた機械特性を持ちながら、その素材は ISS 与圧室で保管でき、10分程度の短時間で成型できる。熱可

塑性 CFRP を宇宙機構造に使用した実例は、超小型深宇宙探査機「しんえん2」が世界で初めてである。「しんえん2」は研究代表者らが開発した探査機で、「はやぶさ2」と一緒に上げられた。「てんこう」開発では、宇宙飛行士による宇宙船修理技術の構築のため、また月や火星での基地建設技術の構築のため、熱可塑性 CFRTP が宇宙環境での劣化度合いを確認する。

前記の通り、「てんこう」の機体外側にはこれら各種炭素繊維熱可塑性樹脂 CFRTP (ポリエーテルエーテルケトン PEEK, ポリエーテルケトン PEKK, ポリエーテルイミド PEI, ポリアミド PA66, ポリアミド PA6, ポリフェニレンサルファイド PPS, ポリウレタンエラストマー TPU, ポリカーボネイト PC) を搭載し、宇宙環境下における劣化状況を観測する。

観測ロケットを用いた再突入実験では熱可塑性 CFRP の中で特に耐熱性の高い PEEK 樹脂の空力加熱耐性を確認する。さらに、将来の宇宙開発を鑑みたとき、適切な宇宙材料は熱可塑性 CFRTP と考えられ、それが宇宙実用できることを実証することも極めて有意義なことと考えられる。

参考文献

- 1) 森一之, 宮崎英治, 高分子材料を中心とした宇宙用材料の耐宇宙環境性評価, 日本ゴム学会誌, 第 86 巻, 第 12 号, pp.367-pp.372, 2013.
- 2) 森一之, 石澤淳一郎, 材料の紫外線劣化評価における試験時間短縮, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2014 年 11 月 12 日-14 日 長崎ブリックホール
- 3) Hiroko Miyahara, Yusuke Yokoyama and Kimiaki Masuda, Possible link between multi-decadal climate cycles and periodic reversals of solar magnetic field polarity, Earth and Planetary Science Letters, Vol. 272 pp.290-pp.295, 2008.
- 4) Henrik Svensmark, Cosmoclimatology: a new theory emerges, Astronomy & Geophysics, Vol. 48, No. 1, pp.18-pp.24, 2007.
- 5) 平成 27 年採択・新学術領域研究「太陽地球圏環境予測」(<http://www.pstep.jp/results>)
- 6) ジオスペース探査衛星「あらせ」(ERG) (http://www.jaxa.jp/projects/sat/erg/index_j.html)
- 7) Fumito Kuroiwa, Kei-ichi Okuyama, Masanori Nishio, Hiroki Morita, Bianca Adina Szasz, Sidi Ahmed BENDOUKHA, P.B. Saganti and S.D. Holland, A Design Method of an Autonomous Control System for

- a Deep-Space Probe , Transactions of the JSASS Aeronautical and Space Sciences, JSASS Aerospace Tech Japan, Vol.14, No. Ists30, pp. Pf_105-Pf_112, 2016.
- 8) Fumito Kuroiwa, Kei-ichi Okuyama, Hiroki Morita, Masanori Nishio and Sidi Ahmed BENDOUKHA, A Redundancy and Operation of Power Control System for a Deep- space Small Probe, Journal of Automation and Control Engineering JAOCE, Vol.4 (Iss.5), pp. 353-359 (published: October 2016, ISSN: 2301-3702, Doi: 10.18178/joace.4.5.353-359).
- 9) Sidi Ahmed Bendoukhaa, Kei-ichi Okuyama, Szasz Bianca, Masanori Nishio, Control System Design of an Ultra-Small Deep Space, ELSEIVER_Web Science, Energy Procedia Engineering, Volume/Issue. 100C, pp. 537-550, (published: November 2016, ISSN. 1876-6102, Doi. 10.1016/j.egypro.2016.10.216).