

炭素繊維強化熱可塑樹脂製炭化型アブレータの熱防御性能と

将来宇宙機熱防御システムへの適用

長谷部 雄真 (日大・院), 奥山圭一 (日大), 大蔭将之(日大・学)

Thermal Expansion Characteristics of a CF/PEEK Exposed to High Enthalpy Heating Flow Environments

By

Yuma Hasebe (Nihon university), Keiichi Okuyama(Nihon university), Masayuki Ohkage(Nihon university)

In recent years, spacecraft and other missions have been undertaken. In addition, a manned space program, including the development of a lunar base, is underway. Such spacecrafts are exposed to a hot environment due to aerodynamic heating during atmospheric re-entry. Ablators for future spacecraft will require materials with good machinability. In this study, thermal resistance and thermal expansion properties will be evaluated, and its use as an ablator will be examined. Tests conducted in an arc-heated wind tunnel revealed from the activation energy that the thermal protection performance is equivalent to that of CFRP in terms of thermal resistance properties. For the thermal expansion evaluation, stagnation point pressure and loss rate were considered to be related. The boundary for thermal expansion was found to exist between 5 MW/m^2 and 8 MW/m^2 . In the future, we would like to clarify the heating rate band in which thermal expansion occurs.

1 序論

1.1 研究背景

日本では約 20 年以上も前に宇宙往還機をはじめとする実験やミッションが実施されており、代表的な例として次世代型無人宇宙実験システム(USERS)が挙げられる。また 2020 年に小惑星探査機はやぶさ 2 が小惑星リュウグウで採取されたサンプルを地球に持ち帰ることに成功し、宇宙往還機によるサンプルリターンミッションが盛んに行われている。これらの宇宙往還機には大気圏再突入時に衝撃波後方に発生する空力加熱により、過酷な高温環境に曝される特徴がある。この高温環境から機体を守る方法としてアブレーション法が信頼性や低コストの観点から適応され、一般的に CFRP(炭素繊維熱硬化性樹脂複合材)が熱防御材料として用いられる。さらに近年ではアルテミス計画をはじめとした月面有人基地開発が活発化しており、将来宇宙機の熱防御材料として宇宙空間で地産地消ができる材料が必須になると考えられる。そこで本研究では熱可塑性樹脂を母材とした CFRTP に注目し、熱防御材料への適応を検討している。従来、熱防御材料として多用されてきた CFRP は軽量で強度が優れるが、量産性や保管性に欠点があり、宇宙での作製が困難である。一方、CFRTP は 3D プリンタでの作製が可能であり、成型時間が短い観点から量産性も高いため将来宇宙機の熱防御材料として期待されている。しかし、先行研究では CFRTP は低加熱率時に熱膨張することが確認された。

この現象は機体の機械的性質が著しく損なわれ機体の破壊につながる可能性があるため、その対策を考え、熱膨張の原因を明らかにする必要がある。

1.2 アブレーション冷却法^[1]

アブレーション冷却法とは、熱防御材料における表面物質の熔融や昇華による相変化を利用した熱防御方法であり、研究背景で前述した通り、信頼性、軽量性、低コストに優れる特徴を有している。Fig.2 には炭化型アブレータに関するアブレーション現象の概念図を示す。

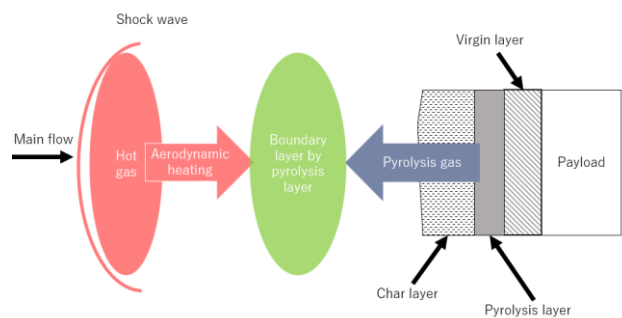


Fig.2 Conceptual Diagram of Ablation^[1].

Low heat flux



High heat flux

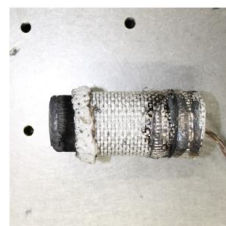


Fig.1 Thermal expansion with change in heating rate.

大気圏突入時には機体前方に強い衝撃波が形成され、その後方は衝撃層により空力加熱が発生し、機体は過酷な高温環境に曝される。そして、アブレータの表面が加熱されることにより樹脂が熱分解反応を起こし、熱分解ガスが生成される。この熱分解ガスがアブレータ表面から噴出することで機体と高温気体との間を漂い直接的な熱の接触を緩和している。アブレーション現象の原理は簡易的であり、信頼性が高いと言えるが、現象自体は複雑であり、内部温度を解析する上で連

成的なアプローチが必要である。

1.3 研究目的

上記の研究背景を踏まえて本研究の目的を以下に示す。

- ・3D プリント製 CFRTP の耐熱、損耗特性を明らかにし、従来型アブレータと比較評価をする。
- ・低加熱率に発生する熱膨張の原因の解明。

2 実験概要

2.1 供試体

アーク加熱試験で使用した供試体は円筒形状となっており、PEEK 樹脂を母材とした 3D プリント製の材料となっている。また、PEEK/CFRTP の後方には LATS(Lightweight Ablator series for Transfer vehicle Systems)と呼ばれる約 300~700kg/m³ の密度を有する軽量アブレータを配置したハイブリッド型の供試体を用いて試験を実施した。Fig.3 には試験で使用した供試体の構成を示す。

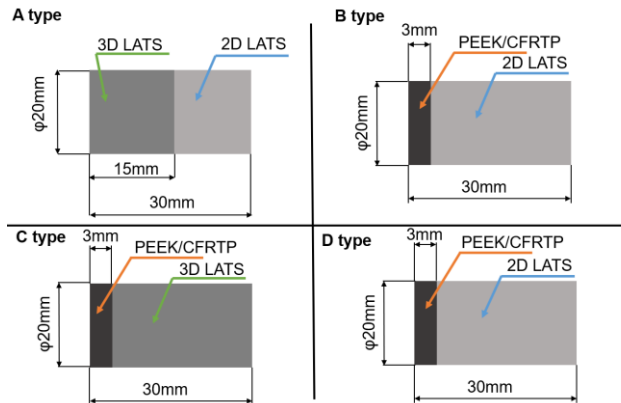


Fig.3 Test specimen.

2.2 試験条件

Table1 に各供試体の試験条件を示す。今回の試験では耐熱特性を評価するため加熱率を変化させた。また、加熱率の変化による熱膨張の関係を調査した。なお加熱時間は全て 20 秒に設定している。

Table1 Test condition.

Models	Heating time [s]	Heat flux [MW/m ²]
Atype,B1,C1,D1	20	2.0
B2,C2,D2		3.0
B3,C3,D3		5.0
B4,C4,D4		8.0

2.3 試験装置

本研究で使用した JAXA 宇宙科学研究所(ISAS)のアーク加熱風洞を Fig.4 にし、Table2 にはアーク加熱風洞の性能諸元を示す。

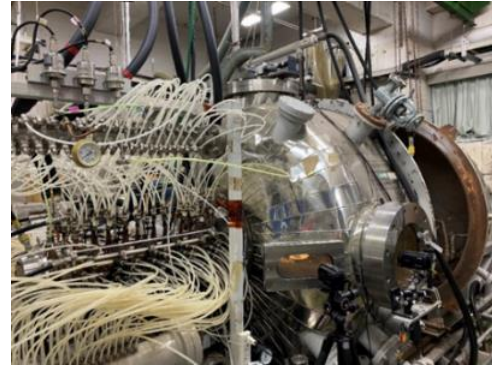


Fig.4 Arc heating test equipment.

Table2 Performance of arc-heated wind tunnels.^[4]

Heating method	Heat flux [MW/m ²]
Operating current	300.0~700.0A
Operating pressure	2000 VDC
Maximum output	1.000MW
Mass flow ratio	10.00~30.00 g/s
Enthalpy	3.000~20.00 MJ/kg

3 試験結果及び考察

本章では、アーク加熱試験で得られた結果と考察について述べる。Fig.5 には供試体 D1 のアーク加熱試験中の様子を示す。

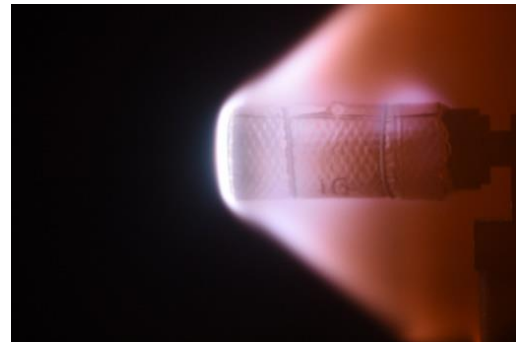


Fig.5 During the heating.

3.2 耐熱特性評価

耐熱特性評価として熱化学的特性値である活性化エネルギーと頻度因子を基に従来型アブレータと比較し、評価した。供試体の質量損耗速度 \dot{m}_R [kg/s]は式(1)より算出した。ここで、 Δm は試験前後の質量差、 Δt は加熱時間、 S は表面積を示している。

$$\dot{m}_R = \Delta m / \Delta t S \quad (1)$$

Metzger の経験式を用いると質量損耗速度は式(2)のように表せる。

$$\dot{m}_R = k_0 \sqrt{X_0 P_e} e^{-\frac{E}{RT_w}} \quad (2)$$

式(2)を両辺対数をとると式(3)になる.

$$\ln(\dot{m}_R) = -\frac{E}{RT_w} + \ln(k_0 \sqrt{X_0 P_e}) \quad (3)$$

ここで、 E は活性化エネルギー[kJ/kmol]、 R は一般気体手数[J/(kg・K)]、 T_w 壁面最高温度[K]、 k_0 は平均頻度因子[kg/(s・m²・Pa^{1/2})]、 X_0 は酸素モル分率、 P_e は淀み点圧力[Pa]を表している。式(7)より、試験により得られた質量損失速度と表面温度の逆数をプロットし、近似直線を求めることで活性化エネルギーと頻度因子がそれぞれ求められる。Fig.6には壁面最高温度の逆数と対数表面損失速度の関係を示している。ここで、活性化エネルギーとは出発物質がエネルギーの高い状態から低い状態へ励起するために必要なエネルギーを示している。また、頻度因子は反応分子間の衝突の頻度を表している。活性化エネルギーに関しては低いほどよく反応し熱分解反応を起こし、頻度因子が高いほど分子間の衝突が大きくなるため化学反応が起こりやすい。つまり、活性化エネルギーが低く、頻度因子が高い材料は熱防御材料として高い耐熱特性を有していると言える。Table3には、CFRPとCFRTPの活性化エネルギーと頻度因子を比較した表を示している。

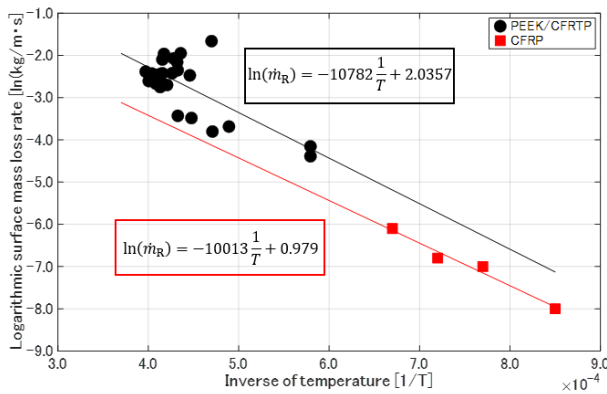


Fig.6 Relationship between inverse of temperature and Logarithmic surface mass loss rate.

Table 3 Comparative of heat resistance properties of CFRP and CFRTP.

Material	CFRTP	CFRP ^[2]
Activation energy [kJ/kmol]	89.6	83.3
frequency factor [kg/(s・m ² ・Pa ^{1/2})]	0.501	0.721
Surface mass loss rate[kg/(m ² ・s)]	$\Delta m/\Delta t_S$	$\rho \Delta L/\Delta t$

Table3より、CFRTPとCFRPの活性化エネルギーを比較するとCFRPの方が活性化エネルギーは小さく活性化するまでのエネルギー量が少ないことが分かる。また、頻度因子はCFRPの方が高く分子同士の衝突頻度が高い。厳密な評価をするとCFRPの方がよく熱分解反応をすと言え、CFRTPもCFRPと数値的に比較しても大きな変化がないため同等の熱

防御性能を有していると考えられる。しかし、熱化学的な観点だけでの考察では同等の熱防御性能を有していることの実証が確かではないため今後は内部温度解析による比較評価をする必要があると考えられる。

3.3 熱膨張評価

先行研究でPEEK/CFRTPは低加熱率帯において熱膨張することが確認されており、供試体内部の熱分解ガスが材料内部に溜まったことによって熱膨張したと考えた。そこで供試体内部に生成される質量流束と外部に放出する質量流束を求め大小関係を比較した。内部に生成される熱分解ガスの質量流束として酸化反応した際に質量流束を算出した。また、生成された熱分解ガスを外部に放出する質量流束も求めた。Fig.7には材料の表面最高温度と酸化反応によって生成される質量流束を示し、Fig.8に表面最高温度と噴出す質量流束の関係を示す。

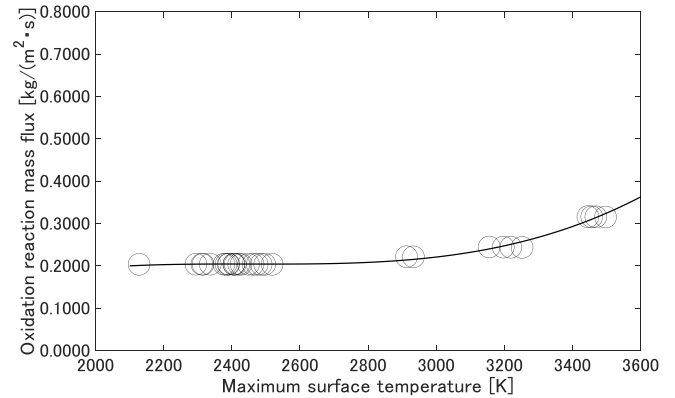


Fig.7 Relationship between the maximum surface temperature and oxidation reaction mass flux.

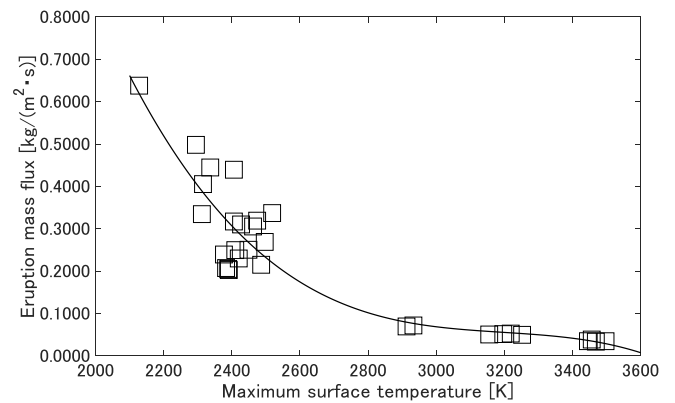


Fig.8 Relationship between the maximum surface temperature and eruption mass flux.

Fig.7とFig.8の数値の大小関係を比較すると低加熱率環境下では外部に放出する質量流束の方が大きくなっている。また、外部に放出する質量流束は表面温度が上昇するにつれて減少傾向にあることが分かる。実際の試験では低加熱率時に熱膨張が確認され、高加熱率時には熱膨張挙動は確認されなかった。以上の解析結果と試験結果を踏まえると前述した生

成された熱分解ガスが材料内部に溜まり熱膨張する考えが矛盾することが分かる。つまり、熱膨張の原因は生成される熱分解ガスではなく、他に原因があると考えられる。その原因の一つとして淀み点圧力が関係していると考えられる。Fig.9には左に加熱率 $2\text{MW}/\text{m}^2$ と右に $8\text{MW}/\text{m}^2$ の条件で試験した供試体の様子を示している。

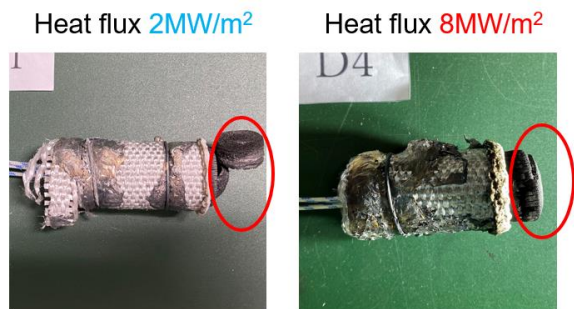


Fig.9 Specimen after testing.

Fig.9 より、加熱率の変化による供試体の形状変化を比較すると加熱率 $2\text{MW}/\text{m}^2$ の場合供試体が前方に熱膨張し、表面から剥離していることが分かる。一方、加熱率 $8\text{MW}/\text{m}^2$ の供試体は熱膨張せず剥離していないことが確認できた。この現象が熱分解ガスによるものでないかとする加熱率の上昇に伴って生じる淀み点圧力によるものであると考える。加熱によって PEEK/CFRTP は前方へ熱膨張変形するが、加熱率が高くなるにつれて淀み点圧力も上昇するため高加熱率時には熱膨張しないと考えられる。試験後供試体を観察すると加熱率 $5\text{MW}/\text{m}^2$ では供試体の熱膨張が確認されたが、加熱率 $8\text{MW}/\text{m}^2$ の供試体では熱膨張が確認されなかった。このことから PEEK/CFRTP の熱膨張しない境界線は加熱率 $5\text{MW}/\text{m}^2$ から $8\text{MW}/\text{m}^2$ の間に存在すると考えられた。Fig.10にはアーク加熱風洞における加熱率と淀み点圧力の関係を示している。

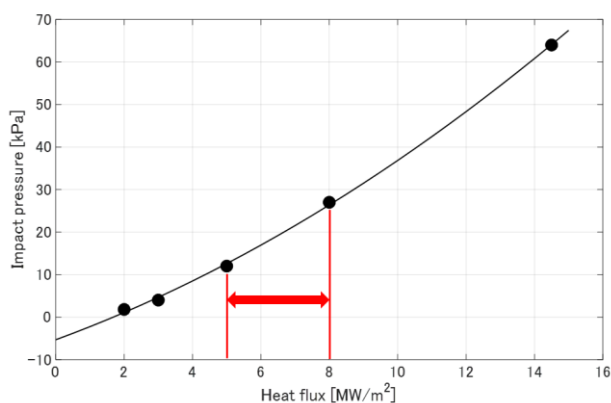


Fig.10 Relationship between heating rate and stagnation point pressure.

アーク加熱試験の様子から加熱率 $5\text{MW}/\text{m}^2$ から $8\text{MW}/\text{m}^2$ の間に存在すると考えられ、Fig.10 より、圧力に換算すると 12kPa から 27kPa の範囲に CFRTP の熱膨張しない境界線が存在する。

つまり、CFRTP 内部の熱分解ガス発生圧力が 12kPa から 27kPa の範囲に存在していることを示している。今後は熱分解ガス発生圧力を数値的に解析し、淀み点圧力との関係性について追究していきたい。さらに、加熱率の上昇によって表面損耗量が大きくなることから損耗速度と熱膨張速度に関係があると考えられ、今後はこの関係性について追求していく。

4 結論

本研究では 3D プリント製炭素繊維強化熱可塑性樹脂製炭化型アブレータの実用化を検証するため耐熱特性評価と熱膨張評価について考察した。主な結論を以下に示す。

- ・耐熱特性に関して活性化エネルギーによる従来型熱防御材料と比較した結果、同等の熱防御特性を有していることが分かった。
- ・生成される熱分解ガスの質量流束と噴出す質量流束を比較した結果、試験結果と矛盾し、熱膨張の原因は熱分解ガスの発生圧力に関係があるのではないかと考えられた。
- ・加熱率の上昇と共に供試体の熱膨張が確認されないことから淀み点圧力と表面損耗量に関係があると考えられた。

参考文献

- [1] 久保田 弘敏, 鈴木 宏二郎, 綿貫 忠晴: 宇宙飛行体の熱気体力学. 東京大学出版, 2002.
- [2] 島田直幸, 加藤純郎, 松田昇一, 奥山圭一: 軽量 CFRP アブレータのコーキング現象を考慮した二次元アブレーション解析 第 58 回宇宙科学技術連合講演会講演集
- [3] 奥山圭一, 加藤純郎, 山田哲哉, 座古勝, 炭化 CFRP 表面の酸化損耗に影響を与える熱化学的パラメータ. 炭素材料学会論文集, 2004, pp. 128-133.
- [4] 下田孝幸, 山田和彦 JAXA/ISAS におけるアーク風洞の現状と展開 日本航空宇宙学会誌 第 63 巻 10 号