

密度傾斜を有するアブレーション熱防御システムの研究

鈴木 俊之, 石田 雄一, 青木 卓哉, 藤田 和央, 山田 和彦 (宇宙航空研究開発機構)
久保田 勇希, 平井 研一 (株式会社 IHI エアロスペース)

Study of Ablative Thermal Protection System with Density Gradient

by

Toshiyuki SUZUKI, Yu-ichi ISHIDA, Takuya AOKI, Kazuhisa FUJITA, Kazuhiko YAMADA (JAXA)
Yuki KUBOTA, Kenichi HIRAI (IHI Aerospace)

ABSTRACT

Functionally graded ablative materials with density gradient were newly developed for thermal protection system of future space exploration missions. The ablating surface was densified to reduce the amount of surface recession, while the density inside the ablator was reduced with expectation of light weight and high heat insulation. Bulk specific gravity was found to be about 0.7~0.8. Basic thermal characteristics of the developed ablative material were obtained by conducting heating tests in the arcjet wind tunnel. According to X-ray CT inspection conducted before and after the heating tests, layer delamination was not observed inside the test piece.

1. はじめに

大気圏突入飛行に用いられる飛翔体は 10km/s 以上の超軌道速度で大気圏を飛行するために、機体前方には強い離脱衝撃波が生じ機体は過酷な空力加熱にさらされる。このような空力加熱から機体を防御するため、熱防御システム（以下、TPS）を構成する材料としては炭素繊維強化プラスチック（CFRP）等のアブレータが用いられる。過去日本においては、小惑星探査機はやぶさにおいて地球大気圏突入飛行を実施するに当たり、比重約 1.3 のアブレータを用いた TPS の開発が行われた¹⁾。また近年では、JAXA が開発を進めている「こうのとり」搭載型小型回収カプセルの TPS として、比重約 0.3 の軽量アブレータの開発が行われた²⁾。

熱防御システムに求められる性能としては、第一に内部のペイロードを空力加熱から守るため、耐熱性及び断熱性に優れていることが求められる。またペイロード比の向上に向けてより軽量であることが求められる。加えて着地点分散の拡大につながる飛行中における空力特性の変化を低減するため、離脱衝撃波背後の高温気流による表面損耗量が過度に大きくてはならない。比重 1.3 のアブレータは高密度であるが故に表面損耗量は小さいが、重く、断熱性が低いことが知られている。一方比重 0.3 のアブレータは断熱性に優れているものの、軽量であるが故に表面損耗量は非常に大きくなるといった技術的課題がある。

一方、近年では 3D 造形技術の適用により、複数の材料を締結部無く接合して軽量化することや、複数種材料の組成比を連続的に変えて耐熱性と強度を併せ持つ傾斜機能型材料を実現することが可能になると期待されている³⁾。特に炭素繊維成形体へ適用する場合、炭素繊維や樹脂含量を連続的あるいは断続的に変えることにより耐熱性を要する箇所を高耐熱化し、強度を要する箇所を高強度化し、軽量化を要する箇所を軽量化した傾斜機能型アブレータの実現が期待されている。本研究では密度傾斜を有する傾斜機能型アブレータの試作や加熱試験による耐熱性評価を通してその実現可能性を議論する。

2. 傾斜アブレータの試作

積層型アブレータは、炭素繊維クロスに樹脂を含浸させたプリプレグを積層させ、これを圧縮・加熱硬化することで作成される。一般的に圧縮・加熱硬化中に樹脂の熔融流動性が低い（粘度が高い）場合は、気孔が多く残存し、硬化後のアブレータが低密度になり、逆に熔融流

動性が十分に高い（粘度が低い）場合は、アブレータ内部の気孔が少なくなり、アブレータは高密度状態で硬化する。図 1 は近年になって横田、石田等によって開発されたポリイミド樹脂 TriA-X の熔融粘度（熔融流動性）の温度依存性を表した図である^{4), 5)}。図 1 に示すように、250°C から 340°C までの間でポリイミド樹脂の粘度は大きく変化することがわかる。従って積層させたプリプレグの厚み方向に温度勾配を設けると、TriA-X の粘度の温度依存性により、硬化後のアブレータの厚み方向に密度勾配が生じると期待できる。

またアブレータ表層には樹脂体積含有率(V_M)の高いプリプレグを使うことで、相対的にアブレータ表面付近だけ樹脂含有率が高い高密度部になることが期待できる。本研究ではこれら 2 つのアイデアを用いて傾斜機能型アブレータの試作を行った。

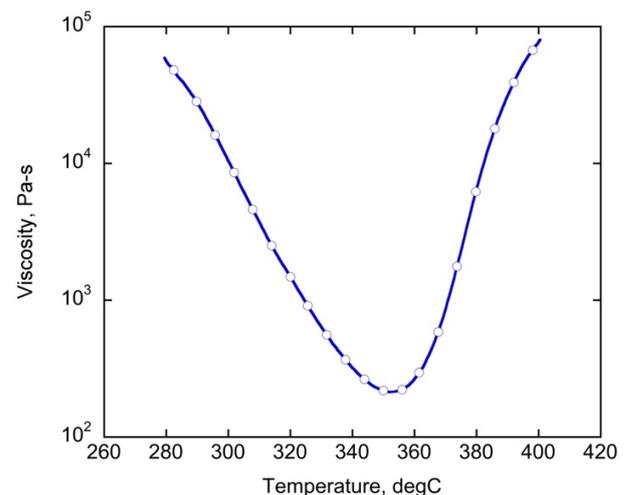


図 1 TriA-X の熔融粘度の温度依存性

上記アイデアを実証するために傾斜機能型アブレータの試作を行った。本研究で用いた成形手法の概要を図 2 に示す。まずはプリプレグの製作に向けて、所定の繊維体積含有率(V_F)と樹脂体積含有率(V_M)を設定しワニス重量を決定した後に、カイノール炭素繊維クロスに TriA-X ワニスを手塗りして含浸させる。その後真空デシケータを用いて 10 分間

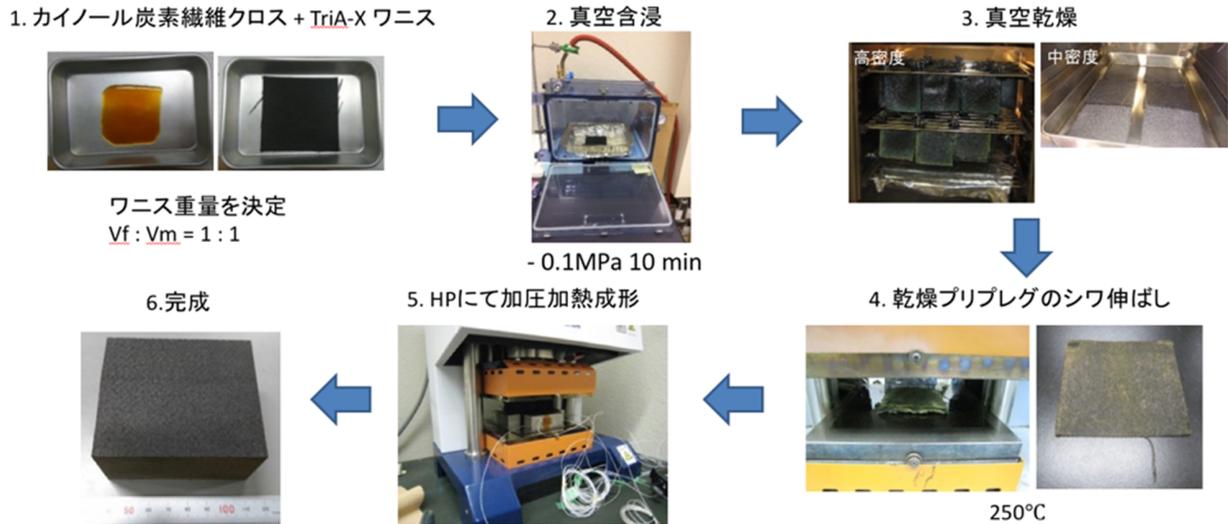


図2 傾斜機能型アプレータの成形手法

真空含浸させた後に真空乾燥を行う。更にその後はホットプレスを用いてプリプレグのシワを伸ばしてプリプレグの完成となる。

今回はアプレータ表層には $V_F:V_M=1:1.7\sim 2.0$ で製作したプリプレグ 10 枚を重ね、その下に $V_F:V_M=1:1$ で製作したプリプレグを 45 枚重ねて、合計 55 枚のプリプレグを用いてホットプレスによる圧縮・加熱硬化を行った。圧縮・加熱硬化時はアプレータ内部の温度をモニターするため、アプレータ表面とプリプレグ 10 枚間隔毎に K 種熱電対を設置した。

積層させたプリプレグの厚み方向に温度勾配を設けるにあたり、以下に述べる方法で圧縮・加熱硬化を行った。まずホットプレスの上側熱板と下側熱板の設定温度をそれぞれ 250°C と 150°C に設定し、重ねたプリプレグを下側熱板上に設置する。その後プリプレグ上に上側熱板を接触させ、アプレータ内部の各温度が平衡になるのを待つ。計測した温度履歴を図 3 に示す。各所の温度が平衡に達した後は、上側熱板のみ $4/\text{min}$ で 380°C まで昇温し、上側熱板が 340°C に到達した際、アプレータ厚さが 40mm になるように 2.6MPa で加圧開始した。その後上側熱板温度が 380°C に到達した時、下側熱板を $4/\text{min}$ で昇温した。上下熱板が 380°C に到達した後は 1 時間保持し、その後自然放熱を行った。

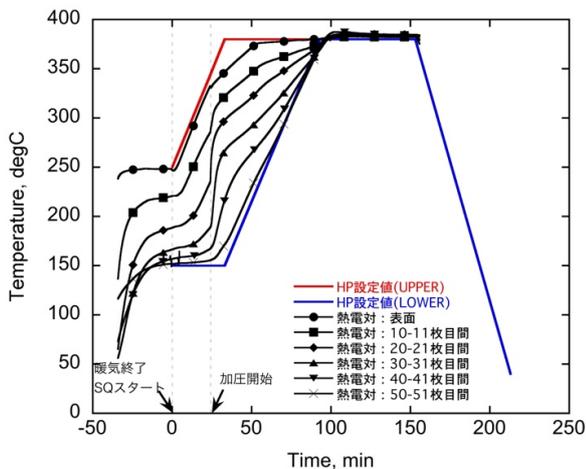


図3 加圧加熱成形時の温度履歴

加圧加熱成形後のアプレータ母板とその断面図を図 4 に示す。図の母板サイズは $120\text{mm} \times 120\text{mm} \times 40\text{mm}$ であるが、

成形時の圧力値及び樹脂含有率を見直すことで現時点では 150mm 角程度の母板まで製作することが可能になっている。断面図を見ると表面から約 5mm 程度までは緻密な層になっており、それより深い部分は目の粗い層になっていることがわかる。これは圧縮・加熱硬化時にアプレータ上下面において温度差を設けたことにより、アプレータの上下面においてポリイミド樹脂の熔融粘度が異なる状況が生じたためであると考えられる。

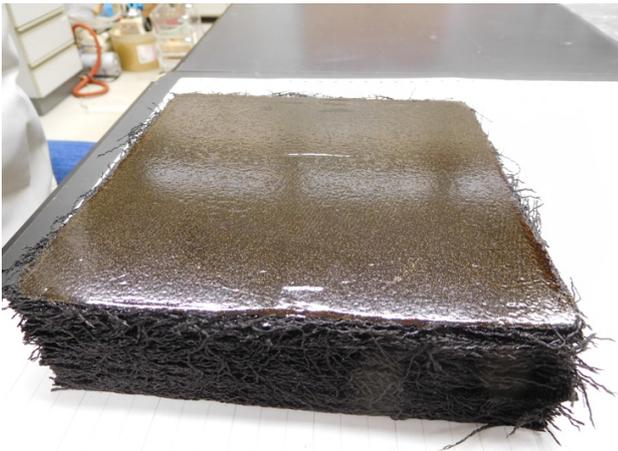
試作したアプレータ母板から直径 10mm 、厚さ 40mm 程度の試験片を切り出し、以下の要領にてヤスリがけと質量と大きさ計測を行うことによってアプレータの密度を推定した。供試体断面積を S 、 n 回目のヤスリがけで失った部位の質量を Δm_n 、 n 回目のヤスリがけで失った部位の厚さを ΔL_n とすると、 n 回目のヤスリがけで失った部位の密度 $\Delta \rho_n$ は以下で与えられる。

$$\Delta \rho_n = \frac{\Delta m_n}{\Delta L_n S} \quad (1)$$

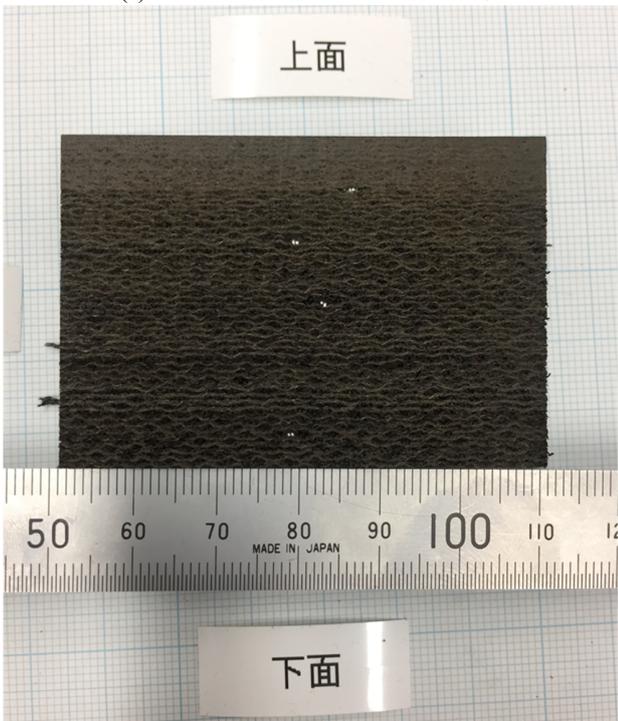
本研究では約 0.1mm 間隔でヤスリがけを行った。得られた密度分布を図 5 に示す。図に示すように得られた密度値は非常にバラツキが大きいため、それぞれ 0.9mm と 2.1mm 間隔における移動平均の結果も合わせて示す。図 5 によると、表面近傍の密度は約 $1.2\text{g}/\text{cm}^3$ であるが、その後次第に小さくなり約 10mm 以深においては約 $0.7\text{g}/\text{cm}^3$ になっていることがわかる。したがってアプレータ表面近傍を高密度化し、以降を次第に低密度化するという目的は部分的に達成されたと思われる。今後は圧縮・加熱硬化成形プロセスを改良することにより、密度傾斜の付け方を工夫・最適化できるか検討を行う予定である。

3. 耐熱性評価に向けたアーク風洞加熱試験

試作した傾斜機能型アプレータの耐熱基礎特性を取得するため、JAXA 調布航空宇宙センター 750kW アーク加熱風洞において加熱試験を実施した。加熱試験に使用した供試体の概要を図 6 に示す。供試体は直径 40mm 、厚さ 40mm のキノコ型のアプレータ試験片とベークライト製ホルダから構成されており、全長は 58mm である。アプレータ試験片の加熱面から 20mm と 30mm の位置には内部温度計測に向けて K 型熱電対が装着されている。加熱試験中は放射温度計と二色温度計を用いてよどみ点の表面温度を計測した。また試験前後のアプレータ試験片厚さを比較することによって加熱による表面損耗量を評価した。



(a) 加圧加熱整形後のアブレータ母板



(b) 母板の断面図

図 4 本研究で試作した傾斜機能型アブレータ

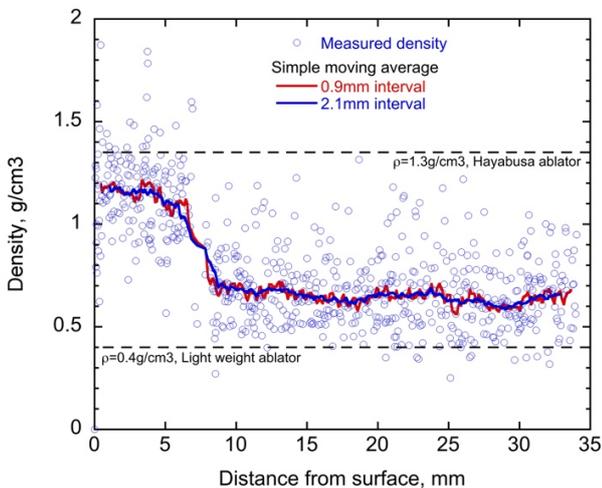


図 5 アブレータの密度分布

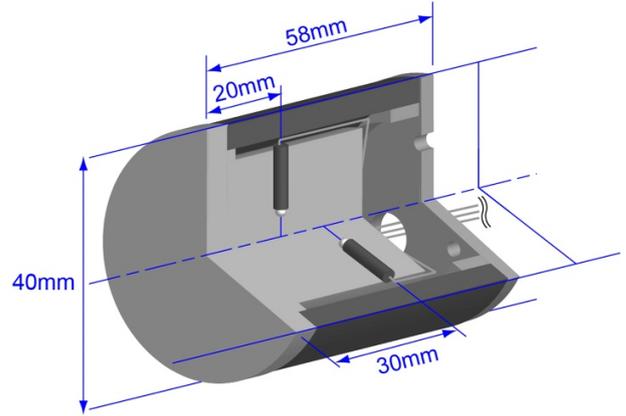


図 6 加熱試験供試体の概要

調布航空宇宙センター 750kW アーク加熱風洞について、気流加熱率と衝撃圧の観点で整理した気流エンベロップを図 7 に示す。本研究では図 7 の内、○で囲まれた 7 つの条件において加熱試験を実施した。選択した風洞運転条件とその条件におけるよどみ点加熱率と衝撃圧の計測値をそれぞれ表 1 と表 2 に示す。また本加熱試験で使用した供試体のリストを表 3 に示す。今回は加圧加熱成形における温度条件が若干異なる 4 つの母板から合計 13 個のアブレータ試験片を切り出した。いずれも平均の密度は 0.72~0.80 程度である。

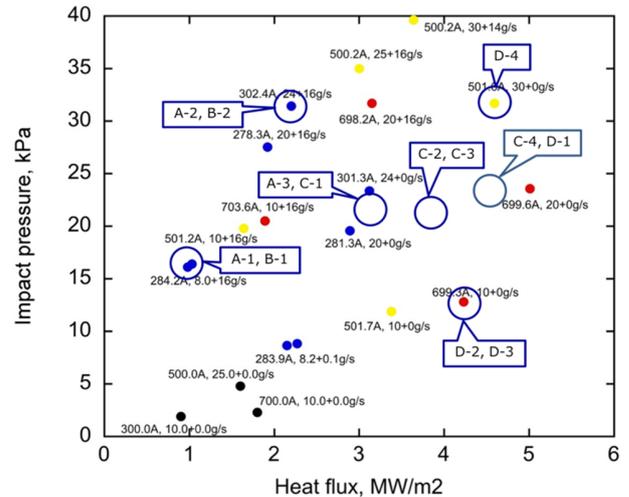


図 7 加熱試験供試体の概要

放射温度計によって得られたよどみ点近傍における表面温度の時間変化を図 8 に示す。加熱率の高い D-1, C-4, D-4 の供試体の温度が高く、加熱率の最も低い A-1, B-1 供試体の温度が最も低い。また同一気流条件で加熱された A-1 と B-1, A-2 と B-2, A-3 と C-1, C-2 と C-3, C-4 と D-1, D-2 と D-3 を比較すると、再現性も非常に良いことがわかる。母板の違いによる影響も全く見られていない。

本加熱試験で得られた損耗量を加熱時間で除して得られる損耗速度を図 9 に示す。同図には比重約 0.4 の軽量アブレータを用いて得られた結果と、宇宙科学研究所アーク加熱風洞において得られた比重約 0.8 の中密度アブレータ、比重約 1.3 のはやぶさアブレータの結果も示している。宇宙科学研究所アーク風洞の気流動圧は調布航空宇宙センターの動圧と異なるため、同じ加熱率における比較であっても注意が必要であるが、参考までに示している。

表1 アーク風洞運転条件

試験条件	電流値	1次ガス流量	2次ガス流量	加熱時間
#	A	g/s	g/s	s
1	300	8	16	60
2	300	24	16	60
3	400	20	0	60
4	530	20	0	60
5	700	20	0	60
6	500	30	0	60
7	700	10	0	60

表2 気流条件

試験条件	よどみ点加熱率	よどみ点衝撃圧	質量平均エンタルピ
#	MW/m ²	kPa	MJ/kg
1	0.92	15.8	4.00
2	2.17	31.1	6.80
3	3.21	21.1	12.4
4	3.89	21.8	14.4
5	4.35	23.0	16.3
6	4.10	31.4	13.7
7	3.80	12.7	18.3

表3 供試体リスト

供試体名	平均密度	母板	試験条件
#	g/cm ³	#	#
A-1	0.7787	A (20171110)	1
A-2	0.7776		2
A-3	0.7711		3
B-1	0.8001	B (20171116)	1
B-2	0.7902		2
C-1	0.7573	C (20180219)	3
C-2	0.7424		4
C-3	0.7875		4
C-4	0.7918		5
D-1	0.7832	D (20180305)	5
D-2	0.7218		7
D-3	0.7586		7
D-4	0.7322		6

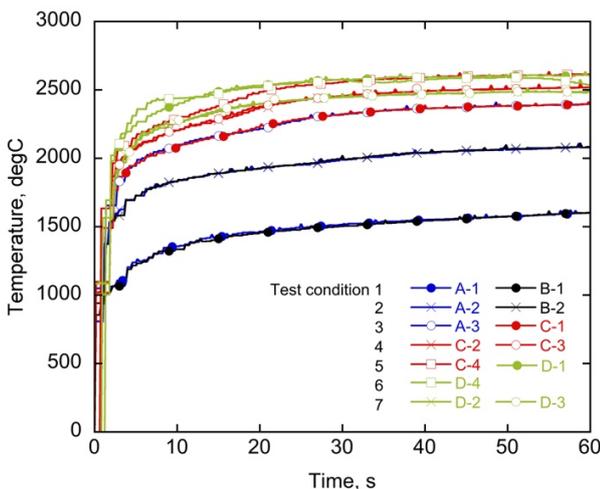


図8 アブレータよどみ点近傍表面温度の比較

比重約 0.4 の軽量アブレータに比べ、本研究で試作したアブレータの損耗速度は 2MW/m² において約 1/3 から 1/2 まで低減している。これは表面付近を高密度化したことに加え、全体としての比重が高いことに原因がある。平均密度が同程度である比重 0.8 の中密度アブレータとの比較では、4MW/m² 以上の加熱率条件では損耗速度の傾きが若干

緩やかであることがわかる。これは表面付近を高密度化したことが原因であると考えられる。

比重約 1.3 のはやぶさアブレータとの比較では、残念ながら現時点では本研究で開発した傾斜機能型アブレータの優位性を示すに至っていない。この理由としてまず傾斜機能型アブレータの表面付近の密度がはやぶさアブレータよりも若干小さいことが挙げられる。また図 9 には計測された気流衝撃圧も合わせて記載しているが、宇宙科学研究所アーク風洞に比べて調布航空宇宙センターのアーク風洞では同じ加熱率においても気流動圧が高いことがわかっている。これにより調布航空宇宙センターのアーク風洞では宇宙科学研究所のアーク風洞に比べて同じ加熱率においてもアブレータ表面に到達する酸素原子数密度が高いことが想定される。これにより、同じ加熱率条件であっても損耗速度が高くなっていることが考えられる。今後は風洞間の気流条件の差異を踏まえつつ、より高加熱率条件 (3MW/m² 以上) における損耗データを取得し、議論を深めたいと思っている。

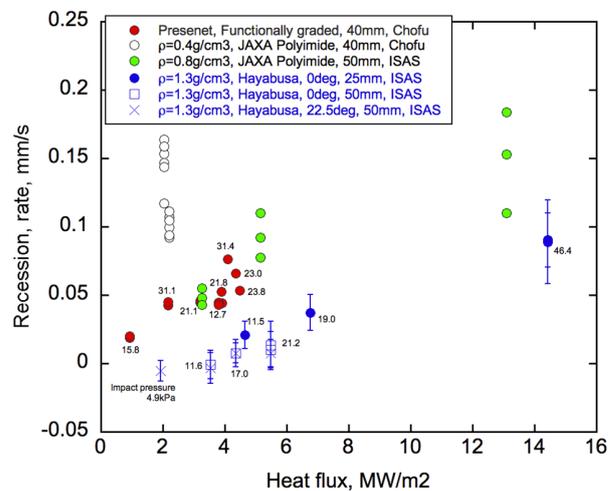


図9 表面損耗速度の比較

4. 結論

本研究でははやぶさサンプルリターンカプセルに搭載された高い耐熱性能を持つアブレータの軽量化、または小型回収カプセルに搭載された軽量アブレータの高耐熱化を目指し、密度傾斜を有する傾斜機能型アブレータの試作を行うとともに、加熱試験を行うことによってその耐熱性を確認した。今後は成形パラメータが密度傾斜に与える影響を調べるとともに、より高加熱率条件 (3MW/m² 以上) における損耗データを取得し、議論を深めたい。

参考文献

- 1) 稲谷芳文等「はやぶさサンプルリターンカプセルの開発」ながれ、第30巻、第3号、pp. 173-178、2011年。
- 2) 渡邊泰秀等「HTV搭載小型回収カプセルの開発」第58回宇宙科学技術連合講演会、2014年。
- 3) 上村誠一等「傾斜機能材料の技術展開」CMC出版。大城伸明、「高耐熱性炭素繊維複合材料向け新規熱硬化型イミド樹脂の開発」第37回高分子同友会総合講演会、2014。
- 4) Miyauchi, M. et. al., “Novel Phenylethynyl-Terminated PMDA-type Polyimides Based on KAPTON Backbone Structures Derived from 2-Phenyl-4,4'-Diaminodiphenyl Ether,” Polymer Journal, Vol. 44, pp. 959-965, 2012.