

アブレーション熱防御システム評価解析手法の予測誤差定量化に向けたアブレータ加熱試験 Arcjet Testings of Ablator Toward Validation of Ablative TPS Analysis Methods

- 鈴木俊之, 宇宙航空研究開発機構, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, suzuki.toshiyuki@jaxa.jp
- 藤田和央, 宇宙航空研究開発機構, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, fujita.kazuhisa@jaxa.jp
- 酒井武治, 名古屋大学, 愛知県名古屋市千種区不老町, tsakai@nuae.nagoya-u.ac.jp
- 奥山圭一, 愛知工科大学, 愛知県蒲郡市西迫町馬乗 50-2, okuyama-kei@aut.ac.jp
- 加藤純朗, 琉球大学, 沖縄県中頭郡西原町字千原 1 番地, katosumi@tec.u-ryukyuu.ac.jp
- 西尾誠司, 川崎重工(株), 岐阜県各務原市川崎町 1 番地, nishio_s@khi.co.jp
- Toshiyuki Suzuki, Japan Aerospace Exploration Agency, 7-44-1 Jindaiji-Higashi-machi, Chofu, Tokyo
- Kazuhisa Fujita, Japan Aerospace Exploration Agency, 7-44-1 Jindaiji-Higashi-machi, Chofu, Tokyo
- Takeharu Sakai, Nagoya University, Furo-cho, Chikusa-ku, Nagoya, Aichi
- Kei-ichi Okuyama, Aichi University of Technology, 50-2 Umanori, Nishihama-cho, Gamagori, Aichi
- Sumio Kato, University of the Ryukyus, 1 Senbaru, Nishihara-cho, Nakagami-gun, Okinawa
- Seiji Nishio, Kawasaki Heavy Industry, 1 Kawasaki-cho, Kagamihara, Gifu

A general purpose ablative material is experimentally developed to study the ablative thermal protection system. The fabricated ablator is a carbon fiber reinforced plastic with a specific gravity of about 1.5. By using the developed ablative material, heating tests are carried out in an arcjet wind tunnel in JAXA. The time variations of surface temperature and temperatures inside the test piece are measured during the testing. Thermochemical properties such as thermal conductivity and thermogravimetry are obtained to examine the thermal performance of ablator. The obtained results are used to validate the analysis methods of thermal response of ablating materials developed earlier and to quantify their prediction abilities.

1. はじめに

惑星探査や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、熱防御材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。近年日本においても USERS 計画や、はやぶさ計画において地球大気圏突入飛行を実施するに当たり、アブレータを用いた熱防御システムの開発が行われた。今後も次期火星探査をはじめとする惑星探査計画の実施や、有人輸送技術の開発への期待が益々高まることが予測されており、アブレータを用いた熱防御技術の信頼性向上は必須項目である。

従来、アブレータに関する研究は高エンタルピ風洞を用いた加熱試験による耐熱性能評価⁽¹⁾や、理論による評価モデル開発^(2,3)、及び数値解析による評価解析手法の開発^(4,5)等、国内外で多くの研究が行われてきた。しかしながら現在のところ実機の熱防御システム開発においては設計安全率を高く設定せざるを得ず、熱防御システム重量が増大することによりペイロード重量比の低下を招いている。これは、アブレータ評価モデル群とそれらを導入したアブレータ評価解析手法の予測誤差がこれまで定量化されていないために、個々の設計者の経験的なパラメータ設定に頼らざるを得ず、結果として熱防御システム設計の現場に大きな不確かさを残していることが原因である。アブレータ評価解析手法の予測誤差の定量化が遅れている要因に関しては以下のように考えられる。これまでのアブレータ開発はミッションオリエン特であるが故に、高い技術を盛り込んだアブレータ技術は機微情報とせざるを得なかった。その結果アブレータ評価モデル開発の基礎研究を進める際にアブレータ構造情報や物性値情報を盛り込んで一歩進んだ応用を行うことが難しくなり、また評価解析手法の予測誤差を定量化するのに十分なだけの加熱試験データが公開されていないことが考えられる。また上記の情報を含んだ成果公開の際にも十分な配慮を要する点も要因の1つであろうと思われる。したがって、

高エンタルピ環境下におけるアブレーション現象をより詳細に理解し、評価モデルの高精度化を行い、さらに評価解析手法の予測誤差を定量化するためには、まずはミッションオリエン特ではない汎用かつ研究用のCFRPアブレータを用いてその基礎を築く必要があると思われる。

そこで本研究では研究用のCFRPアブレータを製作し、それを用いて以下の研究を行う。まずアーク加熱風洞を用いて加熱試験を実施し、高温気流中におけるアブレータの耐熱基礎特性を取得する。合わせて製作したアブレータの物性値計測を行い、アブレータ評価モデルの高精度化を行う。加熱試験及び物性値計測ではデータ間の分散を取得し、得られたデータの信頼性向上を図る。次いで国内外で提唱されているアブレータ評価モデル群とそれらを導入した解析手法について、加熱試験結果との比較を行うことでその予測誤差の定量化を行う。本報ではアブレータ製作の概要と加熱試験の進捗について報告する。

2. 研究用CFRPアブレータの製作

本研究で製作した研究用アブレータは、比重約 1.5 の炭素繊維強化プラスチックでありスーパーレジン工業において製作された。その概要を図 1 に示す。製作にあたっては、まず炭素繊維ドライクロスにフェノール樹脂を手塗りで塗布・含浸させた後に積み重ねた (図 1(a))。その後はオートクレーブ (AC-2500, ashida) を用いて 180°C で 1 時間ほど加熱焼成・硬化させた。炭素繊維ドライクロスにはトレカ®クロス⁽⁶⁾ (CK6261C, 東レ) を用い、フェノール樹脂には SC1008 (Borden Chemical, Inc) を用いた。100×100×厚さ 45mm の焼成品 (図 2(b)) を製作するにあたり、炭素繊維ドライクロスを 125 枚、フェノール樹脂を約 1.5kg 使用した。その後加熱試験に向けた試験片の切出しを行ったが、加工性もよいことが確認されている。試験片の切出しにあたっては、上記焼成品 8 個から直径 40mm、厚さ 40mm の試験片 (図 1(c)) を合計 32 個切り出し、残った端材は今後の物性値計測に向けて使用される予定である。

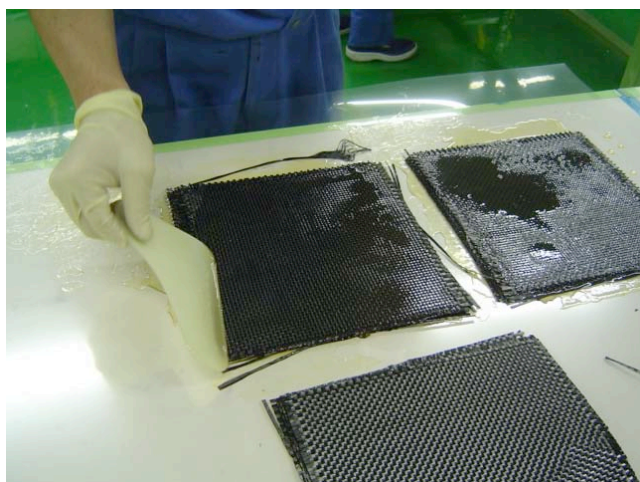
れ、その評価目的に応じて A 型、B 型、C 型の 3 種類に分けられる。以下にその詳細を述べる。

A 型供試体

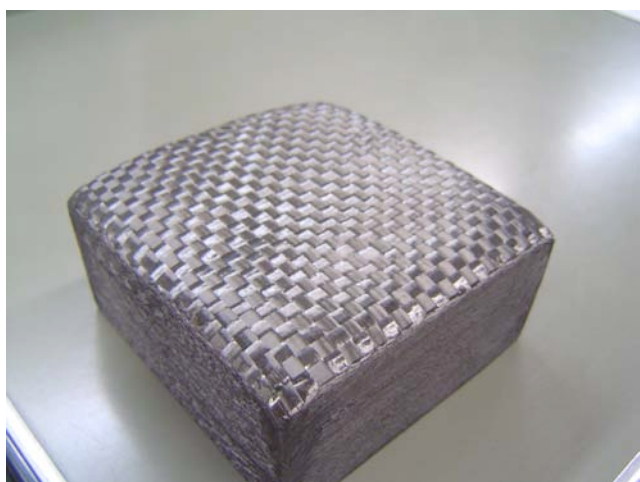
本供試体は、従来の加熱試験と同様に可能な限り側面加熱を防ぐことで 1 次元的な加熱を目指したものであり、①アブレータ試験片、②ベークライト製アブレータホルダ、③銅製インターフェースから構成される。本供試体を用いた加熱試験ではアブレータ表面温度と内部温度の取得を目的とする。表面温度の計測では放射温度計を用いることを想定しており、また内部温度の計測に向けて供試体 1 つ当り K 型熱電対 3 本がアブレータ側面から横方向に挿装されている。内部温度計測位置の違いから、A1 型と A2 型に分けられる。また側面加熱によるアブレータホルダ損傷を可能な限り防ぐため、アブレータホルダはガラスクロスで被い、針金で固定している。

B 型供試体

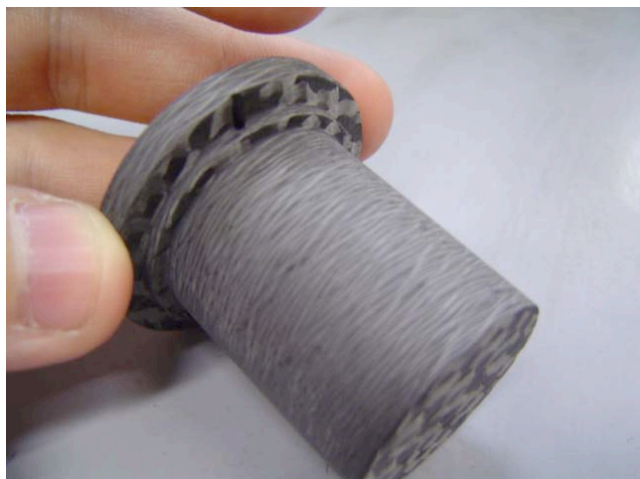
本供試体は、側面加熱を妨げずに 2 次元的な加熱を許容したものであり、①アブレータ試験片、②銅製アブレータホルダ、③銅製インターフェースから構成される。本供試体を用いた加熱試験では A 型同様、アブレータ表面温度と内部温度の取得を目的とする。表面温度の計測では放射温度計を用いることを想定しており、また内部温度の計測に向けて供試体 1 つ当り K 型熱電対 3 本がアブレータ背面から縦方向に挿装されている。内部温度計測位置の違いから、B1 型と B2 型に分けられる。アブレータホルダはガラスクロスで覆い針金で固定している。



(a) 炭素繊維ドライクロスにフェノール樹脂を塗布



(b) オートクレーブを用いて加熱硬化 (100×100×45mm)



(c) 加熱試験用試験片の切出し、加工

図 1 研究用 CFRP アブレータの製作

3. JAXA750kW アーク加熱風洞におけるアブレータ加熱試験

本研究で製作した研究用アブレータの耐熱性能定量化に向けて、加熱試験を行う。加熱試験は JAXA 研究開発本部の 750kW アーク加熱風洞で行われた。本加熱試験で使用した供試体を図 2 に示す。加熱試験に用いる供試体は、いずれもアブレータ試験片、アブレータホルダ、設備側とのインターフェースの 3 部品で構成さ

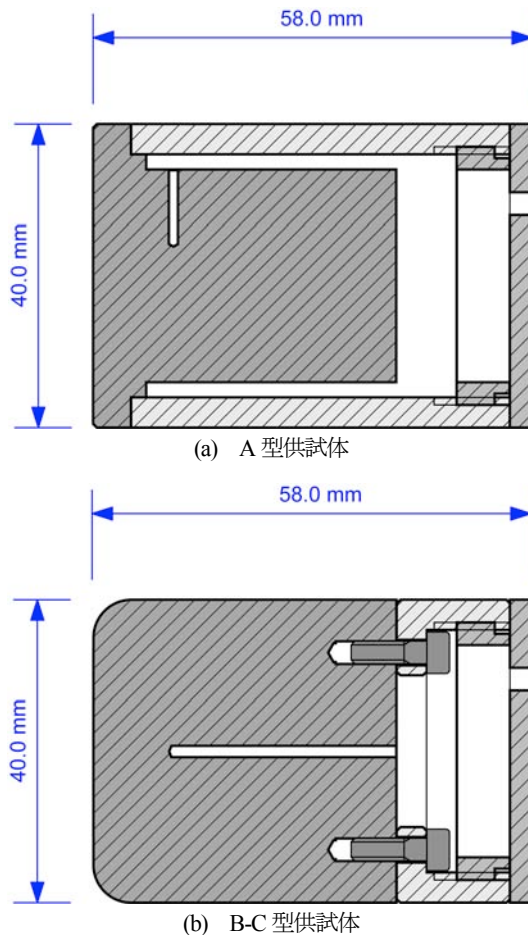


図 2 加熱試験に向けたアブレータ供試体

C 型供試体

本供試体はB型供試体と同様に側面からの加熱を許容したものであり、①アブレータ試験片、②銅製アブレータホルダ、③銅製インターフェースから構成される。本供試体を用いた加熱試験では、アブレータ表面温度加えてアブレータ損耗による形状変化を計測することを目的とし、B型に比べて長時間の加熱を行うものである。参考のため、アブレータ背面から縦方向にK型熱電対を一本装着している。

本試験では表1に示す2通りの風洞運転条件を用いた。一方は質量流量 0.02kg/s、電流 700A、エネルギーバランス法によって求めた平均エンタルピは 18.0MJ/kg であり高加熱率条件と呼ぶ。また他方は質量流量 0.01kg/s、電流 300A、平均エンタルピ 11.8MJ/kg であり低加熱率条件と呼ぶ。直径 40mm の加熱率計を用いた計測によると、熱流束値はそれぞれ 2.2MW/m²、1.0MW/m²であった。

表 1 750kW アーク加熱風洞運転条件

項目	高加熱率条件	低加熱率条件
試験気体	空気	空気
質量流量, kg/s	0.02	0.01
電流, A	700	300
目標加熱率, MW/m ²	2.2	1.0
目標衝撃圧, kPa	4.6	1.9
質量平均エンタルピ, MJ/kg	18.0	11.8

表 2 アブレータ加熱試験ケース表

試験番号	供試体				風洞運転条件	
	型	熱電対位置			加熱条件	加熱時間
H1A1-0 H1A1-1 H1A1-2 H1A1-3	A1	5	15	25	低加熱	60
H1A2-0 H1A2-1 H1A2-2 H1A2-3	A2	10	20	30	低加熱	60
H1B1-1 H1B1-2 H1B1-3	B1	10r13	10r00	20r13	低加熱	60
H1B2-1 H1B2-2 H1B2-3	B2	20r13	20r00	10r13	低加熱	60
H2A1-1 H2A1-2 H2A1-3	A1	5	15	25	高加熱	60
H2A2-1 H2A2-2 H2A2-3	A2	10	20	30	高加熱	60
H1B1-1 H1B1-2 H1B1-3	B1	10r13	10r00	20r13	高加熱	60
H1B2-1 H1B2-2 H1B2-3	B2	20r13	20r00	10r13	高加熱	60
H1C-1 H1C-2 H1C-3	C	N/A	20r00	N/A	高加熱	120

本研究で行った加熱試験のケース表を表2に示す。表中の熱電対位置に関しては、A型については加熱面からの距離を表す。一方B型については例えば10r13の場合、中心軸から13mm離れた位置に縦挿した熱電対について、その先端位置が加熱面から10mmにあることを表す。表2に示す通り一つの加熱条件に対して最低3個の供試体を用いることにより、データ間の分散を取得し加熱試験データの信頼性向上を目指している。

現在のところ得られている試験結果の概要を以下に示す。図3は加熱試験中に撮影した供試体写真である。加熱試験後の供試体観察によると、図4に示すようにいくつかの供試体においてわずかに積層間剥離が認められた。これは本加熱試験に用いたアブレータ試験片の積層角度が加熱面に対して0度であり、熱分解ガスが抜けにくく、アブレータ内部の熱分解ガス圧力が積層間の機械的な許容応力を超えたことに起因すると思われる⁷⁾。実際の機体に用いるアブレータでは加熱面に対して積層を傾けることにより積層間剥離を回避する手法がとられているが⁴⁾、本研究ではまずは製作したアブレータの耐熱性能を確認することを第一の目的とするため、積層角度を傾ける等の特別な手法は用いていない。

低加熱率条件を用いた加熱試験中に放射温度計によって計測されたアブレータ表面温度の時間変化を図5に示す。放射率は0.9としている。いずれの供試体も加熱開始後急激に表面温度が上昇し、開始後60秒後には約2000Kに達している。A型供試体に比べて側面加熱を許容したB型供試体の方がわずかに表面温度が高いものの、その差は小さい。



図 3 加熱試験の様子 (供試体 H1A2-1 加熱開始約 50 秒後)

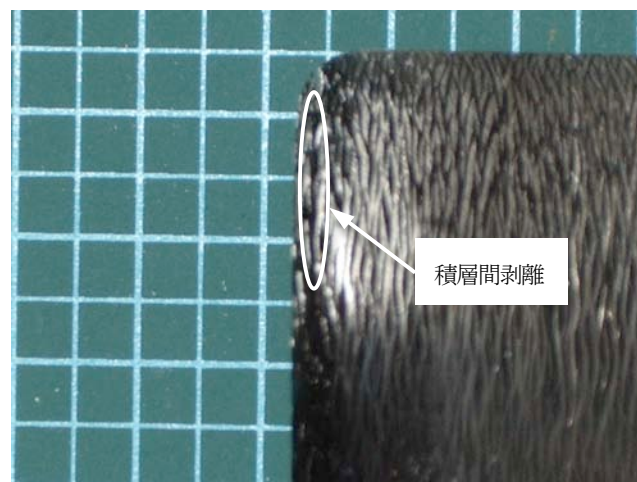


図 4 加熱試験終了後の H1B1-0 供試体の拡大図

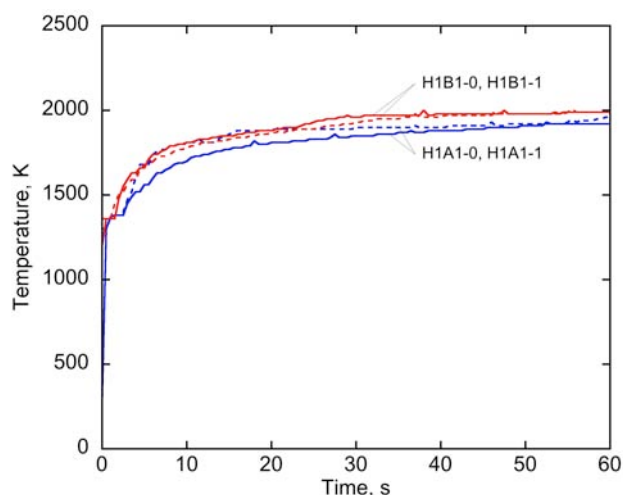


図 5 放射温度計($\epsilon = 0.9$)によって得られたアブレータ表面温度

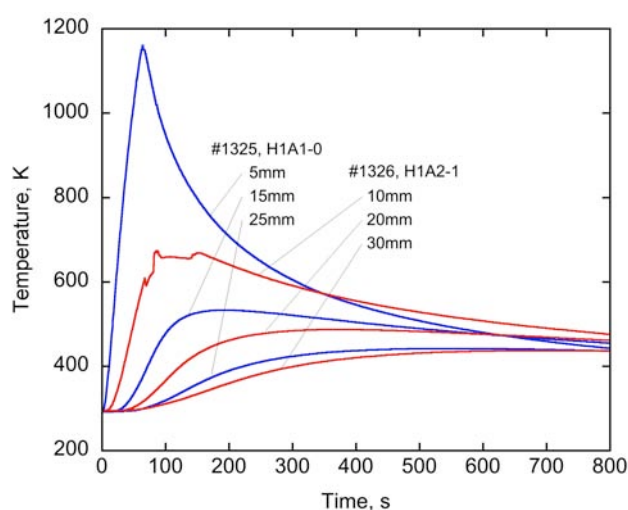


図 6 K 型熱電対を用いて得られたアブレータ内部の温度変化

A 型供試体を用いて得られたアブレータ内部温度の時間変化を図 6 に示す。これは加熱面から 5mm, 15mm, 25mm の位置に熱電対が封装された H1A1-0 供試体と、加熱面から 10mm, 20mm, 30mm の位置に熱電対が封装された H1A2-1 供試体を用いた試験によって得られた結果を合わせたものである。図 6 によると加熱面に近いところでは加熱開始後から急激に温度が上昇するものの、加熱終了後は加熱面からの輻射冷却により急激に温度が低下している。また時間とともに内部に温度が伝わり、加熱面からより遠い位置ほどゆっくりと温度上昇している様子がわかる。

4. おわりに

ミッションオリエントではない研究用アブレータの製作を行い、それを用いた研究の準備状況を報告した。今後は加熱試験を継続し、分散取得による加熱試験データの信頼性向上を目指す。また熱伝導率計測や Thermogravimetry 計測を通して製作したアブレータの物性値を取得し、アブレータ評価モデルを開発する。更にこれまで開発されてきたアブレータ熱防御システム評価解析手法を用いて加熱試験データの解析を進め、それら評価手法の予測誤差を定量化する。

参考文献

(1) Yamada, T., et al., ISAS Report SP No. 17, 2003, pp. 245-261.

- (2) Park, C., *AIAA Journal*, Vol. 14, No. 11, 1976, pp. 1640-1642.
- (3) Suzuki, T., et al., *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 22, No. 3, 2008, pp. 382-389.
- (4) Potts, R. L., *Journal of Spacecraft & Rockets*, Vol. 32, No. 2, 1995, pp. 200-209.
- (5) Suzuki, T., et al., *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 21, No. 2, 2007, pp. 257-266.
- (6) <http://www.torayca.com/download/pdf/cloth.pdf>
- (7) Suzuki, T. et al., *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 19, No. 3, 2005, pp. 266-272.