

EFD/CFD 融合技術に基づくアブレーション熱防御システム評価手法の研究

鈴木俊之*, 藤田和央*, 酒井武治†, 奥山圭一‡, 加藤純郎**, 西尾誠司††

*JAXA, †名古屋大学, ‡愛知工科大学, **琉球大学, ††川崎重工

Study of Evaluation of Ablation Thermal Protection System Based on Integration of EFD and CFD

by

Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita, Takeharu Sakai, Kei-ichi Okuyama, Sumio Kato, Seiji Nishio

ABSTRACT

Cloth-layered carbon fiber reinforced plastic ablator with a specific gravity of about 1.5 is developed to examine the prediction accuracy of analysis methods associated with the thermal response of ablator. Heating tests are carried out in the arcjet wind tunnel to quantify the thermal performance of ablator so developed. In the tests, the surface temperatures and in-depth temperatures of ablative test pieces are measured during the testing. The experimental results obtained in the heating tests are analyzed by using a two-dimensional analysis method developed earlier. In the method, the thermal response of ablator is calculated by loosely coupling the shock layer computational fluid dynamics code and the 2-D version of ablation code using an arcjet freestream condition. The arcjet freestream condition in the test section is evaluated by calculating the flows in the arcjet wind tunnel fully theoretically. The present analyses are made especially focusing on an anisotropic nature of thermal conduction of ablator. Thermal conduction inside the ablator is modeled in the code based on measured thermal conductivity values for different ply angles. By comparing the calculated results with the arcjet data, the prediction accuracy of thermal response models of ablator is discussed.

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、炭素繊維強化プラスチック(CFRP)等のアブレータが熱防御材として用いられる。近年日本においても USERS 計画[1]や、はやぶさ計画[2]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。今後も次期火星複合探査(MELOS)[3, 4]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。しかしながら欧米諸国と比べて人的・資金的リソースに制約のある日本では、大規模な試験や飛行実証に係るコストを可能な限り低減し、実機開発の大部分を解析と地上試験により効率良く行う必要がある。そのためには地上試験の信頼性を向上させるとともに、地上試験で得られた結果を十分な精度と信頼度で再現することが可能な解析手法を構築し、その外挿として飛行環境下での諸現象を予測するという開発環境を早期に確立することが望まれる。

このような背景の下、JAXA 研究開発本部ではアブレーション熱防御システム評価解析手法の開発を従来行ってきた[5]。本解析手法は CFRP アブレータの熱伝導や損耗による形状変化といったアブレータの熱応答を多次元で評価するものであり、アブレータ周囲の流れ場解析と連成することでアブレータ解析に必要な境界条件を評価する等、従来の一次元アブレーション解析に比べて高精度化を図ったものである。特に流れ場解析の主流条件としてアーク風洞気流条件を用いることで、本解析手法はアーク風洞加熱試験環境下におけるアブレータ熱応答を原理的に再現することができ、アブレータ加熱試験データとの end-to-end の比較が可能になる。しかしながら本解析手法はこれまで ISAS アーク風洞におけるアブレータ加熱試験 1 ケースに適用されたのみであり[5]、解析手法の検証という意味では不十分である。本解析手法の検証を行うためには、幅広い加熱試験条件下において取得された加熱試験データが必要であり、特に本解析手法の予測誤差を定量化するためには一つの加

熱条件下で複数の供試体の加熱試験を行い、加熱試験データの分散を取得する必要がある。またアブレータ解析を行うにあたり、アブレータの熱伝導率や熱重量分析といった物性値が必要である。特にアーク風洞加熱試験に供されるアブレータ試験片のように、アブレータ積層方向だけでなくアブレータ積層方向に垂直な方向からの熱入力が無視できない場合、アブレータの積層方向の違いによる物性値の非等方性をモデル化する必要がある。

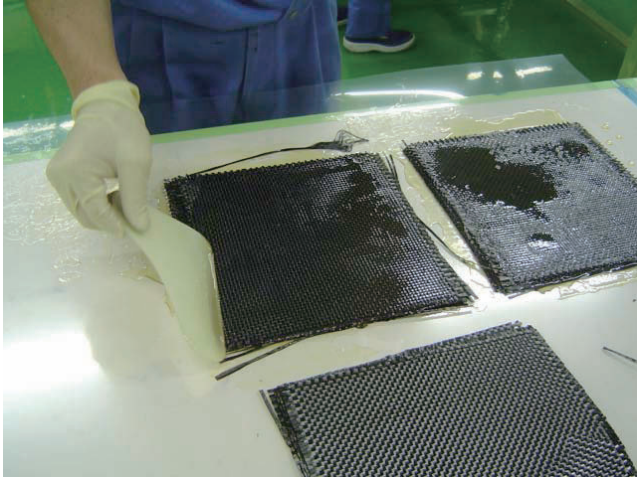
本研究は研究開発本部で従来開発を進めてきたアブレーション評価解析手法について、加熱試験結果との比較を通して検証を行い、その予測誤差を定量化することを目的とする。本研究ではまず加熱試験及び物性値計測を行うにあたり、研究用の CFRP アブレータを製作する。その後アーク風洞においてアブレータの加熱試験を行い、加熱中の表面温度や内部温度の時間変化といった耐熱基礎特性を取得する。また加熱試験に用いたアブレータについて、熱重量分析や熱伝導率計測を行い、アブレータ評価モデルを構築する。熱伝導率計測については特にアブレータの非等方性に着目し、積層方向と積層方向に垂直な方向について計測を行う。更に開発したアブレータ評価モデルをアブレーション評価解析手法に導入し、加熱試験データの解析を行う。実験データと解析結果との比較を通して、本研究で用いたアブレータ評価モデル及び解析手法の予測能力について議論を行う。

2. CFRP アブレータの製作と評価モデルの開発

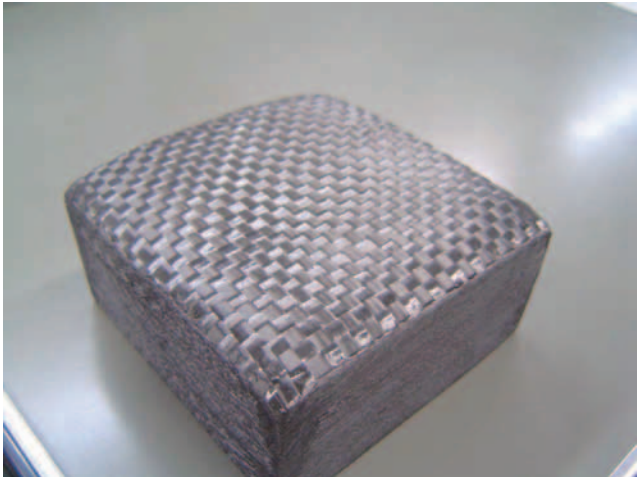
2. 1. CFRP アブレータの製作概要

本研究で使用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株式会社にて製作を実施した。製作手法の概要を図 1 に示す。製作にあたってはまず図 1(a)のように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。その後鋳型内に積層させ、オートクレーブ(AC-2500, ashida)を用いて真空脱泡を行いながら 180°C で約 1 時間加熱・硬化した。炭素繊維ドライクロスにはトレカ®クロス(CK6261C, 東レ)[6]を用い、フェノール樹脂には SC1008(Borden Chemical, Inc.)を用いた。フェノール樹脂 SC1008 は米国スターダスト計画における地球帰還用カプセルのアブレータ

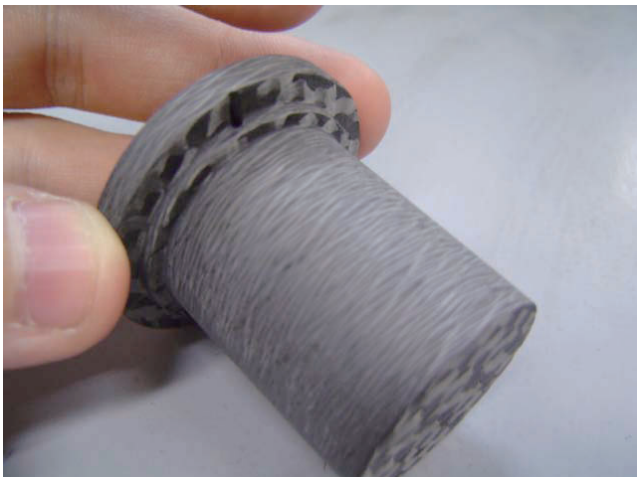
材の材料に使用された実績があり、他の耐熱性ポリアミド樹脂に比べると低い温度で樹脂が熔融する特徴を持つため、低温域からもアブレーション現象による対流遮蔽効果が期待できると考えられる。



(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た加熱硬化後のアブレータ焼成品(100×100×t45mm)



(c) 加熱試験用アブレータ試験片の切出し

図1 研究用 CFRP アブレータの製作

オートクレーブを用いた加熱・硬化によって生成されるアブレータ焼成品を図1(b)に示す。本焼成品のサイズは100×100×厚さ45mmであり、本研究ではこの焼成品を8個製作した。焼成品一つ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使用する。その後本焼成品を用いて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、上記焼成品から図1(c)に示すような直径40mm、厚さ40mmの試験片を合計32個切り出した。また残ったアブレータ焼成品の端材は後に述べる物性値計測に使用された。

2. 2. アブレータ評価モデルの開発

アブレータはその異方性故に軸対称性はなく、本来は3次元解析手法が望ましいと思われる。しかしながら3次元解析は計算負荷が高いため、本研究では最低限の異方性を記述できるような2次元にてアブレータを評価する。アブレーション現象を2次元で記述する場合、支配方程式は一般的に以下のように書ける[5]。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{Q} d\Omega + \int_S \mathbf{F}_j dS = \int_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega \quad (1)$$

ここで保存変数ベクトル \mathbf{Q} 、流束ベクトル \mathbf{F}_j 、生成項ベクトル \mathbf{W} は以下の通りである。

$$\mathbf{Q} = \begin{pmatrix} \rho_r \\ \rho_r e_r + \rho_c e_c \end{pmatrix}, \mathbf{F}_j = \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{m}_g e_g - \kappa_j \partial T / \partial x_j \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{W} = \begin{pmatrix} -R \\ 0 \end{pmatrix}$$

添字 r, c, g はそれぞれアブレータ樹脂、アブレータ炭化材、熱分解ガスを表す。アブレータは樹脂を含む母材と樹脂が抜けた炭化材で熱物性が異なることからそれぞれ別々に取り扱う必要があり、アブレータ密度と内部エネルギーは以下のように表される。

$$\rho_s = \rho_r + \rho_c \quad (\rho_c \leq \rho_r \leq \rho_v, \quad \rho_c, \rho_v = \text{const.}) \quad (3)$$

$$e_r = H_{0r} + \int c_{pr} dT \quad (4)$$

$$e_c = H_{0c} + \int c_{pc} dT \quad (5)$$

アブレータの比熱については、比重約1.5のアブレータに対してPottsによって与えられた以下の式で与える[7]。

$$c_p = \frac{c_{\infty} T}{\sqrt{T^2 + (c_{\infty}/c_1)^2}} \quad (6)$$

ただし $c_{\infty} = 2300 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$ 、 $c_{\infty}/c_1 = 800 \text{ K}$ である。

温度上昇に伴う樹脂の融解量 R は、後に述べる熱重量分析で得られた結果を以下のアレニウス型の式を用いてカーブフィットすることにより与えられる。

$$R = \sum_{k=1}^N f_k A_k \exp\left(-\frac{B_k}{T}\right) (\rho_v - \rho_c) \left(\frac{\rho_s - \rho_c}{\rho_v - \rho_c}\right)^{m_k} \quad (7)$$

アブレータの熱伝導率 κ_j はアブレータ積層角度 θ と積層方向(面外方向)の熱伝導率 κ_{0° 及び炭素繊維布に沿った方向(面内方向)の熱伝導率 κ_{90° の関数であると仮定し、以下の式で与えられる。

$$\begin{pmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sin^2 \theta & \cos^2 \theta \\ \cos^2 \theta & \sin^2 \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \kappa_{90^\circ} \\ \kappa_{0^\circ} \end{pmatrix} \quad (8)$$

特に積層角度が0度である場合、下式の通りである。

$$\begin{pmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \kappa_{0^\circ} \\ \kappa_{90^\circ} \end{pmatrix} \quad (9)$$

積層方向及び面内方向の熱伝導率については母材と炭化材の熱伝導率を用いて以下の式で表されるブリッジングにより表現される。

$$\rho_s \begin{pmatrix} \kappa_{0^\circ} \\ \kappa_{90^\circ} \end{pmatrix} = (1-\omega) \rho_c \begin{pmatrix} \kappa_{c0^\circ} \\ \kappa_{c90^\circ} \end{pmatrix} + \omega \rho_v \begin{pmatrix} \kappa_{v0^\circ} \\ \kappa_{v90^\circ} \end{pmatrix} \quad (10)$$

ただし、 $\omega = (\rho_s - \rho_c) / (\rho_v - \rho_c)$ である。母材及び炭化材のそれぞれ面外及び面内方向の熱伝導率は後に述べる計測結果をカーブフィットすることで与える。

本研究では母材及び炭化材の試験片重量を計測することによりアブレータ密度 ρ_v 及び ρ_c を求めた。また樹脂の溶解量 R を記述する際に必要なカーブフィットパラメータ A_k, B_k, f_k 及び μ_k については熱重量分析結果との比較により求めた。更に式(8)から式(10)までの熱伝導率の非等方性をモデル化するため、母材及び炭化材の試験片を用いて面外方向及び面内方向に関する熱伝導率を計測した。以下にその概要を示す。

アブレータ密度計測

アブレータ母材及び炭化材について以下に述べる試験片をそれぞれ 10 個用意し、分析天秤(Shimadzu, AUW220D)を用いて重量を計測することで密度を求めた。母材密度計測に用いた試験片はアブレータ焼成品の端材から切り出したものであり、大きさは $25 \times 25 \times 3 \text{mm}$ である。また事前に 100°C の加熱炉内に 2 時間曝すことで水分除去を行った。炭化材密度計測に用いた試験片は直径 10mm、厚さ 2mm であり、事前に雰囲気炉を用いてアルゴン雰囲気中 900°C で 3 時間加熱することによりアブレータ内部の樹脂を溶解させた。アブレータ母材及び炭化材の試験片 10 個について重量を計測し、それぞれの算術平均から得られたアブレータ密度、分散及び標準偏差を表 1 に示す。

表1 アブレータ密度

アブレータ母材	
密度, ρ_v	1.5335 g/cm ³
分散, s^2	1.8921×10^{-3}
標準偏差, s	4.3498×10^{-2}
アブレータ炭化材	
密度, ρ_c	1.4084 g/cm ³
分散, s^2	2.9676×10^{-3}
標準偏差, s	5.4475×10^{-2}

熱重量分析

アブレータ試験片を用いて熱重量分析を行った(TG/DTA6300, Seiko Instruments Inc.)。得られた重量損失曲線を図 2 に示す。本計測では温度上昇に伴うアブレータ試験片の重量減少を様々な昇温速度条件のもとアルゴン雰囲気中で計測した。1 回の試験において使用したアブレータ重量は約 30mg である。図より、アブレータは約 500K でゆるやかに熱分解しはじめ、600K において熱分解速度が上昇することがわかる。その後は昇温速度 10K/min の場合は約 1100K で重量曲線は一定に近づき、完全炭化へと至る。しかしながら昇温速度 5K/min, 3K/min の場合は 1200K に到達しても重量の減少が止まらず、昇温速度 3K/min の場合に至っては完全炭化材の重量よりも小さくなった。この重量の減少は、試験室内に残留している酸素原子によってアブレータが酸化されることによって生じていると考えられる。昇温速度 3K/min の試験時間は約 6 時間であり最も長く、酸化の影響も最も大きくなっていると思われる。

酸化の影響が最も少ないと考えられる昇温速度 10K/min の条件で得られた重量曲線について、式(7)を用いてカーブフィットを行った。得られた結果を図 2 に合わせて示す。またその際のカーブフィットパラメータを表 2 に示す。

表2 式(7)のカーブフィットパラメータ

パラメータ	$k=1$	$k=2$
A_k	0.20	0.80
B_k	1.100×10^4	1.140×10^4
f_k	3.500×10^9	4.000×10^4
μ_k	350.0	7.20

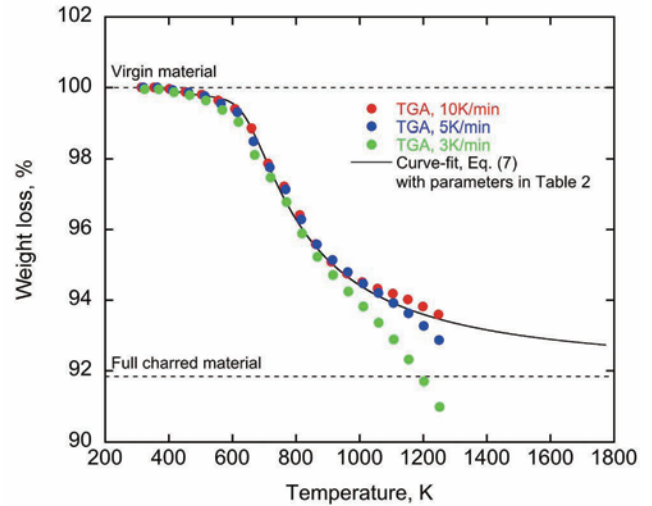


図 2 熱重量分析による重量減少曲線

熱伝導率及び熱拡散率計測

加熱を受けたアブレータは常温から温度が上昇し、母材から炭化材へと至る熱分解過程を経て、アブレータ表面近傍では 2000K を超える温度に到達する。このようなアブレータの熱応答を解析するためには幅広い温度領域におけるアブレータの熱伝導率データが必要である。本研究では常温から樹脂が溶解しはじめる 450K までの温度領域におけるアブレータ母材の熱伝導率を定常法(ULVAC-RIKO, GH-1)により取得した。またアブレータ炭化材については更に広い温度領域における熱伝導率が必要であるものの、定常法による計測手法では温度範囲が限られている。したがって本研究ではレーザーフラッシュ法により炭化材の熱拡散率を計測し(ULVAC-RIKO, TC-7000)、式(6)によるグラフアイトの比熱及び表 1 における炭化材密度との積から炭化材の熱伝導率を評価した。得られた結果を図 3 に示す。

図3(a)はアブレータ面外方向における母材と炭化材の熱伝導率である。シンボルの色の違いは供試体の違いを表す。図より母材と炭化材の熱伝導率は温度とともに上昇することがわかる。また母材の熱伝導率に比べて炭化材の熱伝導率が低いことがわかる。これは母材に比べて炭化材は空隙率が高く熱を伝えにくい性質であるためである。図3(b)は面内方向の熱伝導率である。定性的な傾向は面外方向の熱伝導率と同じであるものの、母材及び炭化材とも面外方向に比べて非常に大きくなっている。これは面内方向では熱伝導率の高い炭素繊維に沿って熱が伝わるためである。

図3よりアブレータの熱伝導率は温度及び積層方向に大きく依存することがわかる。このような性質をアブレーション評価解析手法に導入するため、最小二乗法によりカーブフィットを行った。アブレータ母材の熱伝導率については以下に示す温度に関する二次関数を用いた。

$$\kappa_{v,0} \text{ or } \kappa_{v,90} = M_0 + M_1 T + M_2 T^2 \tag{11}$$

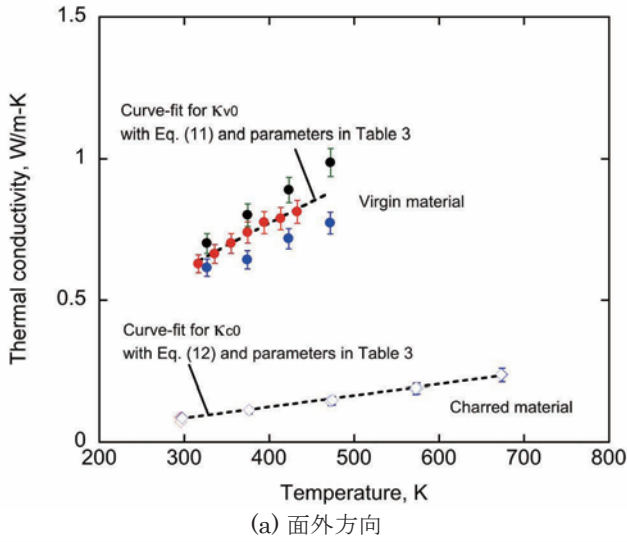
アブレータ炭化材の熱伝導率については以下に示す温度に関する一次関数を用いた。

$$\kappa_{c,0} \text{ or } \kappa_{c,90} = M_0 + M_1 T \tag{12}$$

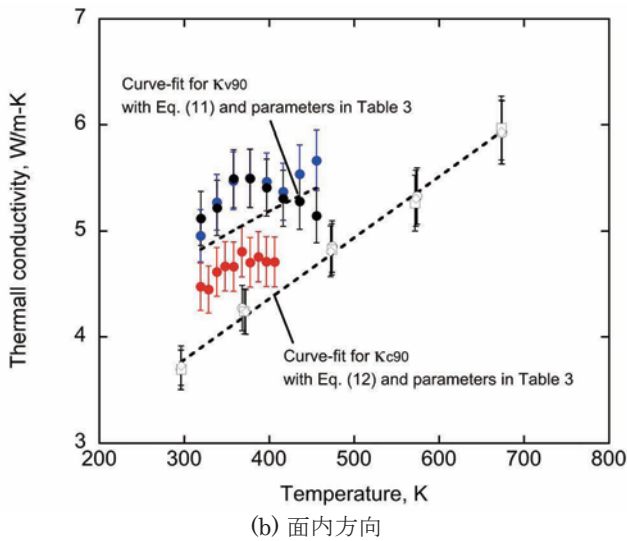
得られたカーブフィットパラメータを表3に示す。

表3 式(11)(12)のカーブフィットパラメータ

	母材		炭化材	
	面外方向	面内方向	面外方向	面内方向
M_0	5.55×10^{-2}	2.90×10^0	-3.69×10^{-2}	2.06×10^0
M_1	2.03×10^{-3}	7.26×10^{-3}	4.01×10^{-4}	5.76×10^{-3}
M_2	-5.98×10^{-7}	-3.86×10^{-6}		
R	0.7878	0.4675	0.9967	0.9976



(a) 面外方向



(b) 面内方向

図3 CFRP アブレタの熱伝導率の温度依存性

3. 加熱試験条件

本研究で製作した研究用アブレタの耐熱性能の定量化に向けて加熱試験を行った。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の概要を図 4 に示す。加熱試験に用いる供試体は、アブレタ試験片、銅製アブレタホルダ、銅製インターフェースの 3 部品で構成され、インターフェース部は風洞設備である試料回転装置に機械的に固定される。アブレタ試験片は直径 40mm、厚さ 40mm の円柱形状であり、試験片全体がアーク気流に包まれるため、アブレタ試験片正面だけでなく側面からの熱入力を許容したものである。

本供試体を用いた加熱試験ではアブレタ表面温度と内部温度を取得した。表面温度の計測では、アブレタ表面中心部の温度を放射温度計を用いて計測した。放射率は 0.9 である。また内部温度の計測に向けて供試体一個当たり K 型熱電対 3 本がアブレタ背面から縦方向に艱装されている。アブレタと熱電対はセラミックス接着剤を用いて固定している。各供試体における熱電対挿入位置を表 4 に示す。アブレタ中心軸に沿ってアブレタ表面から 10mm 及び 20mm、またアブレタ中心軸から 13mm オフセットさせた軸に沿って表面から 10mm 及び 20mm の位置において温度計測を行った。アブレタホルダは加熱による損傷を防ぐためガラスクロスで覆い針金で固定している。

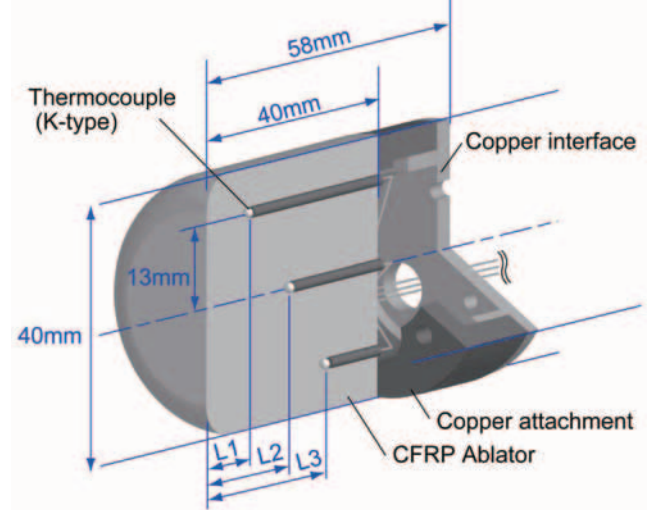


図4 加熱試験に用いた供試体の模式図

本加熱試験の風洞運転条件を表 4 に合わせて示す。本研究では空気流量 0.01kg/s、電流 300A の場合の低加熱率条件と空気流量 0.02kg/s、電流 700A の場合の高加熱率条件の 2 条件にて加熱試験を行った。各アブレタ供試体をアーク気流に投入する前後には、供試体が投入される位置に直径 40mm のガードン型平頭カロリメータを投入し、気流の加熱率を計測した。これによると低加熱率条件の場合で 1.1MW/m² であり、高加熱率条件の場合で 2.4MW/m² であった。

4. アブレーション熱防御システム評価解析手法

本解析手法ではアーク風洞加熱試験環境下におけるアブレタ熱応答を解析するために、3 つの計算領域を設ける。すなわち (1)アークヒータ上流電極から試験室までのアークヒータ内部流れの解析、(2)アブレタ供試体周りの衝撃層流れ場解析、(3)アブレタ供試体の内部熱応答解析について、それぞれに用いている解析手法を説明する。

表 4 風洞運転条件と各供試体の熱電対位置

Run		熱電対位置			風洞運転条件					
No.	供試体	L1 (mm)	L2 (mm)	L3 (mm)	気体	\dot{m} (kg/s)	I (A)	q_{cw} (MW/m ²)	p_{st} (kPa)	時間 (s)
1	H1B1-1	10	20	20	空気	0.01	300	1.1	1.9	60
2	H1B1-2									
3	H1B1-3									
4	H1B2-1									
5	H1B2-2	20	10	10	空気	0.02	700	2.4	4.6	60
6	H1B2-3									
7	H2B1-1									
8	H2B1-2	10	20	20	空気	0.02	700	2.4	4.6	60
9	H2B2-1									
10	H2B2-2	20	10	10						

4. 1. アークヒータ内部流れ場解析

JAXA750kW アーク風洞の試験気流の熱化学状態を決定するために、加熱器上流電極からノズルスロートまでのアーク加熱器内部流れを ARCFLO3 コードで解析し[8, 9]、ノズルスロートから測定室までの膨張流れを熱化学非平衡流れ場解析コードで解く[10]。それぞれの解析に用いた計算格子の例を図 5 に示す。便宜上、ARCFLO3 コードで解析する加熱器内部を Zone1、ノズル部を Zone2 とする。

ARCFLO3 コードの支配方程式は高温空気 11 化学種(N_2 , O_2 , N , O , NO , N_2^+ , O_2^+ , N^+ , O^+ , NO^+ , e^-)を考慮した軸対称 Navier-Stokes 方程式であり、流れ場の圧力が十分高いために熱化学平衡を仮定している。特にジュール加熱と輻射輸送に関する生成項がエネルギー保存式右辺に含められており、各保存式は有限体積法を用いて離散化される。全场乱流を仮定し、本研究では一方程式モデルを用いた。風洞作動条件である電極間印加電流と試験気体流量を用いて時間発展方程式を時間積分することによって流れ場の定常解を得る。

ノズルスロート以降の膨張流れ場に関しては、密度が低いことと電離した化学種の質量分率が十分小さいことから、空気 5 化学種(N_2 , O_2 , N , O , NO)の熱化学非平衡を考慮した Navier-Stokes 方程式で解く。熱化学非平衡を表現するモデルには、並進温度と回転温度、振動温度と電子励起温度がそれぞれ平衡であると仮定する Park の 2 温度モデルを用いた。質量保存式とエネルギー保存式にはそれぞれ有限の反応速度を持った化学生成項と振動エネルギー生成項が含められており、各保存式は有限体積法を用いて離散化される。流れ場の定常解は ARCFLO3 コードによって得られたスロートにおける気流の状態を境界条件として時間発展方程式を時間積分することによって得られる。

4. 2. アブレータ供試体周りの衝撃層流れ場解析

流れ場の支配方程式は熱化学非平衡を考慮した軸対称 Navier-Stokes 方程式である。反応モデルには高温空気に関する N_2 , O_2 , N , O , NO , N_2^+ , O_2^+ , N^+ , O^+ , NO^+ , e^- の 11 化学種に加え、アブレーションによる炭素・水素系化合物に関して C , C_2 , CN , CO , C_3 , C^+ , H , H_2 , C_2H , H^+ の 10 化学種の合計 21 化学種による 36 反応を考慮した。反応速度係数には Park らの値を用いた。熱・化学非平衡を表現するモデルには Park の 2 温度モデルを用いた。流入境界条件には、前に述べたアークヒータ内部流れ場解析によって求められたアーク風洞気流条件を適用した。

壁面温度や熱分解ガスの噴出量、アブレータ表面反応速度といった壁面境界条件には、後に述べるアブレータ熱応答解析との連成によって得た。アブレータ表面で生じる化学反応としては、酸化反応、窒化反応、昇華反応、及び触媒性再結合反応を考慮した。酸化反応、窒化反応、昇華反応の反応確率はそれぞれ文献[11]~[13]で与えられる温度依存モデルを使用した。

4. 3. アブレータ内部熱応答解析

支配方程式(1)及び(2)を離散化し、数値的に時間積分することによりアブレータ内部の熱応答を解く。解析に必要な母材及び炭化材の密度は表 1 に示した値を用いた。アブレータの熱分解過程による重量減少については式(7)を用いて記述し、必要なカーブフィットパラメータについては表 2 に示す値を用いた。またアブレータの熱伝導率は式(10)を用いて求めた。アブレータ母材及び炭化材の熱伝導率の値はそれぞれ式(11)(12)及び表 3 に示すカーブフィットパラメータを用いて求めた。

4. 4. 連成手法

4. 2. 及び 4. 3. において説明した計算手法を用いてアブレータ内部の熱応答解析を行うには、各時刻におけるアブレータ表面に沿った熱流束分布が必要である。しかしながら刻々と変化する熱流束分布を予め予測することは不可能である。そこで本研究ではアブレータ表面の状態量は衝撃層流れ場解析と熱応答解析との連成によって決定する。なお計算時間を短縮するため、60 秒間の加熱試験を再現する連成ポイントを $t=1, 3, 5, 10, 20, 30, 40, 50, 60s$ の 9 つに限定した。

流れ場解析ではある時刻における熱流束と酸化、窒化、昇華反応による表面損耗量の定常解を求め、アブレータ熱応答解析の境界条件として与える。熱流束は熱伝導及び拡散によるものと輻射による熱輸送を考慮している。ただし衝撃層からの輻射は無視できるほど小さいので本研究では省略する。一方熱応答解析では与えられた境界条件を用いてその時刻までのアブレータの熱応答を解き、その時刻におけるアブレータ表面温度と熱分解ガス噴出量を流れ場の壁面境界条件として与える。このコード間の反復計算は通常 3 回程度の反復で収束する。収束後は次の時刻の流れ場の定常解を求め、同様に熱応答解析との反復計算を行っていく。アブレータ表面から境界層へ噴出する気体の質量流

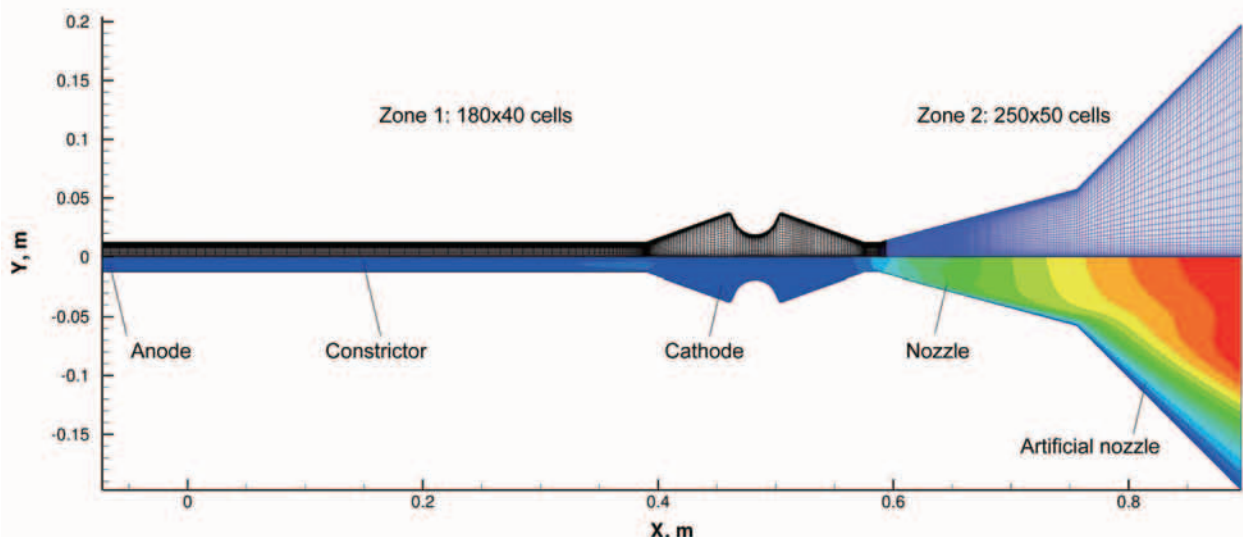


図 5 アーク加熱器、ノズル内部流れ場解析に用いた計算格子例（上段）と低加熱率条件 ($\dot{m} = 0.01\text{kg/s}$, $I = 300\text{A}$) における加熱器内部及びノズル内部のマッハ数分布（下段）

量は、熱応答解析から得られる熱分解ガスによるものと壁面反応によるものがある。この内熱分解ガスの組成は、壁面温度及び壁面圧力の下で熱・化学平衡を仮定して求められる。

衝撃層流れ場とアブレータ熱応答との連成解析に用いる計算格子を図 6 に示す。アブレータ供試体周りの流れ場解析については Zone 3 を使用し、Zone4a, Zone4b ではアブレータの熱応答を解く。アブレータ表面で生じる酸化、窒化、昇華反応による表面損耗及び表面形状の変化を表現するために、Zone3 と Zone4a では格子の再生成を行う。

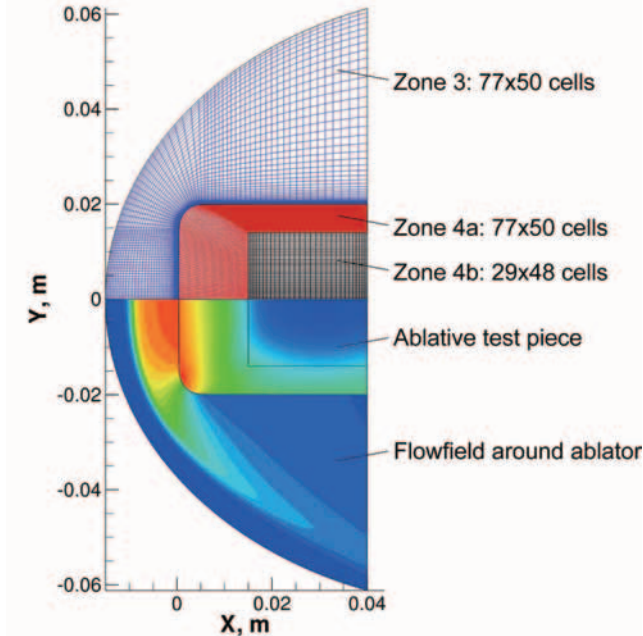


図 6 アブレータ周りの流れ場解析及びアブレータ内部熱応答解析に用いた計算格子（上段）と、低加熱率条件における加熱開始 60 秒後のアブレータ周りの圧力分布とアブレータ内部の温度分布（下段）。

5. 結果と考察

本報では表 4 に示す風洞運転条件の内、低加熱率条件 ($\dot{m} = 0.01\text{kg/s}$, $I = 300\text{A}$) を用いた加熱試験結果と解析結果を示す。

5. 1. アーク風洞気流の熱化学状態

加熱試験が行われるノズル出口から 100mm の位置におけるアーク風洞気流条件について、アークヒータ内部流れ場解析によって得られた結果を表 5 に示す。ここではピトー圧とよどみ点加熱率に関して測定値との比較を行う。ピトー圧の比較では解析結果と測定値はよく一致している。これは ARCFLO3 コードで計算されたコンストリクタ内圧力が測定値とよく合うためである。しかしながら測定された冷温壁加熱率は完全触媒壁を仮定した解析結果よりも約 35% 低く、また非触媒壁を仮定した解析結果よりも約 55% 高い。この不一致の原因は冷温壁加熱率を測定するガードンゲージの表面触媒性の不確かさに起因している。ガードンゲージの表面は通常完全触媒に近い性質を有するものとされているが、アーク風洞気流のように解離した流れの中においてはその触媒効率は低下し得る。それにより表面で再結合する原子種の割合によっては加熱率が低くなる可能性があるが、試験に用いたガードンゲージの正確な触媒効率はわかっていない。また冷温壁加熱率から Zoby の方法[14]を用いてアーク気流中心軸上のエンタルピを推算すると 15.7MJ/kg であり、この値は数値解析によって求められた値(21.6MJ/kg)を約 27% 下回っている。冷温壁加熱率

はエンタルピに比例する量であることから、解析結果から得られたエンタルピが実験値に比べて高かったことが完全触媒壁を仮定して解析した場合の加熱率を過大に見積もった理由の一つとして推察できる。

5. 2. アブレータ表面における初期加熱率分布

連成解析を実施するにあたり、まず時刻 $t=0\text{s}$ におけるアブレータ供試体周りの熱流束分布が必要である。ここでは表 5 で得られたアーク風洞試験気流条件を用いてアブレーションなしの解析を行うことでそれを求める。アブレータ表面触媒性に関してはよくわかっていないので、非触媒と完全触媒の 2 つを仮定した解析を行った。得られた熱流束分布を図 7 に示す。よどみ点からアブレータ供試体の角に向かって熱流束が増大し、側面では減少しているのがわかる。また加熱面において、完全触媒を仮定した場合の熱流束の値は非触媒を仮定した結果の約 2 倍となっている。図 7 にはガードンゲージを用いて測定されたよどみ点冷温壁加熱率も示されているが、計算結果との不一致に関する考察は 5. 1. の通りである。

表 5 アークヒータ内部流れ場解析によって得られたノズル出口から 100mm における気流状態

パラメータ	測定値	計算値
気流密度, kg/m^3		1.22×10^{-4}
気流速度, m/s		4139.0
並進・回転温度, K		726.0
振動・電子励起温度, K		4204.0
化学種質量分率	N	0.2327
	O	0.2089
	N_2	0.5578
	O_2	0.0000
	NO	0.0006
中心線上エンタルピ, MJ/kg	15.7	21.6
質量平均エンタルピ, MJ/kg	11.8	13.8
加熱率, MW/m^2	1.1	0.71(非触媒) 1.71(完全触媒)
ピトー圧, kPa	1.862	1.886

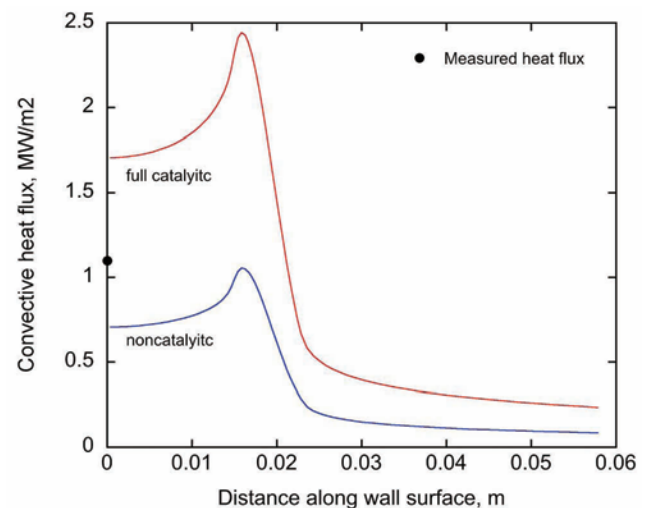


図 7 壁面に沿った加熱率分布とよどみ点冷温壁加熱率。

5. 3. 加熱試験環境下におけるアブレータ熱応答

表 5 に示されたアーク風洞気流条件を用いて、アーク風洞気流中におかれたアブレータ供試体の熱応答を解析した。実際の加熱試験では 60 秒間の加熱を行ったが、本研究ではその後供試体が冷却していく様子も含めた解析を行うた

め時刻 $t=200\text{s}$ まで解析を行った。非触媒壁を仮定した場合の解析について、代表的な時刻 $t=30, 60, 90\text{s}$ におけるアブレータ内部の温度分布と密度分布をそれぞれ図 8(a)~(c) に示す。完全触媒壁を仮定した解析でも同様の傾向が得られているためここでは省略する。図 8(a)より、加熱による温度上昇に伴いアブレータ樹脂が溶融し、アブレータ表面付近では密度が低下して炭化層を形成している様子がわかる。加熱終了時点の図 8(b)と加熱終了から 30 秒経過した図 8(c)を比較すると、アブレータ表面では輻射冷却によって温度が減少する一方でアブレータ内部では依然として温度が高く、密度分布において緑色で示される熱分解層が拡大し、赤色で示される母材層が減少している様子がわかる。

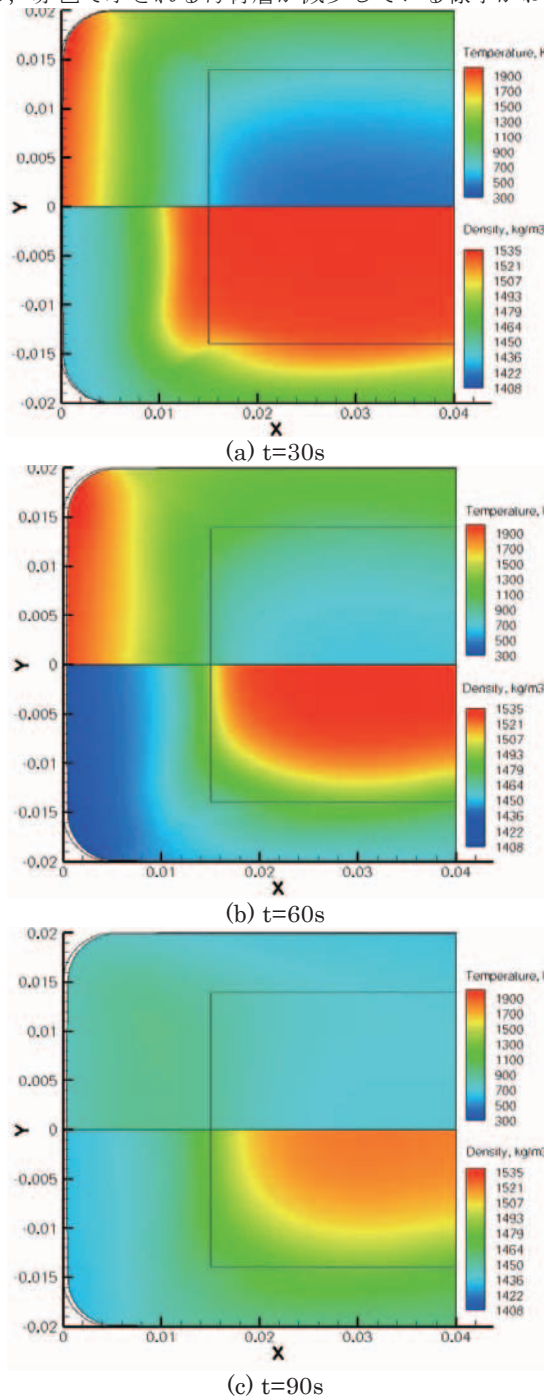


図8 低加熱率条件におけるアブレータ試験片内部の温度 (上段) 及び密度 (下段) の時間変化。
また図 8(a)から(c)までを通して、アブレータ表面で生じる損耗を伴う反応によってアブレータの表面が後退し、形状

が若干変化している様子がわかる。本ケースではよどみ点においてアブレータ表面は約 0.4mm 後退している。残念ながら実際の加熱試験では表面損耗量や形状変化について優位な損耗は得られていない。これはアブレータ内部樹脂の熱膨張による影響と考えられる。このような損耗を伴うアブレータ形状変化に関しては、供試体の損耗量に比べて熱膨張が無視できる加熱試験を行うことで、解析手法の妥当性が検証できると思われる。

5. 4. アブレータ表面温度の時間変化

アブレータよどみ点における表面温度履歴を図 9 に示す。図には物性値計測で得られた熱伝導率の非等方性を考慮した解析結果と、式(9)において $\kappa_x = \kappa_y = \kappa_0$ とすることにより熱伝導を等方的に扱った場合の結果、更に実験結果を示す。解析結果については非等方モデル、等方モデルとも完全触媒壁と非触媒壁を考慮した場合について結果を示す。

図 9 より、完全触媒壁を考慮した場合は非触媒壁を考慮した場合に比べて表面温度が高くなっている。これは図 7 で示した通り完全触媒壁を考慮することにより熱流束が大きくなるためである。またアブレータの熱伝導の非等方性を考慮することにより、熱伝導を等方的に扱った場合に比べて表面温度が高くなっている。これは図 3 に示した通り、面外方向に比べて面内方向の熱伝導率が大きく、側面からの熱入力をアブレータ内部によく伝えるためであると思われる。

アブレータの熱伝導が等方的であると仮定した場合、加熱開始直後の温度上昇は緩やかであるとともに加熱中も緩やかに温度上昇が継続しており、加熱試験で得られた表面温度の特徴とは異なっている。一方でアブレータの熱伝導の非等方性を考慮した場合には加熱開始直後から急激に温度が上昇するものの、その後はほぼ一定となり、加熱試験で得られた表面温度の時間変化の特徴ともよく一致していることがわかる。また非触媒壁を考慮した場合、実験結果を定量的にもよく再現することがわかった。

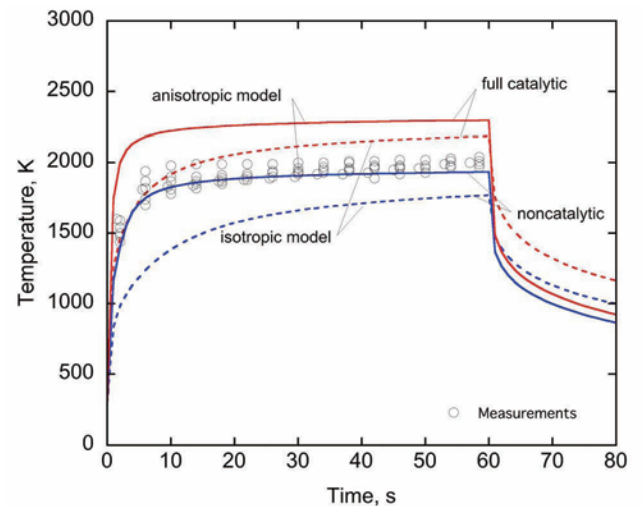


図 9 アブレータよどみ点温度の時間変化の比較。

6. まとめ

本研究では比重約 1.5 の研究用アブレータを製作し、加熱試験を行うことによりその耐熱特性を取得するとともに、物性値計測を通してアブレータ評価モデルを開発した。特に熱伝導率については積層アブレータの非等方性に着目し、面外方向及び面内方向について計測を行った。またアブレータ評価モデルを用いてアーク風洞加熱試験環境下におけるアブレータの熱応答解析を行い、加熱試験で得られた結

果との比較を行った。熱伝導率の計測では面内方向の熱伝導率は面外方向に比べて非常に大きく、母材で約 10 倍、炭化材で約 20 倍であった。この熱伝導の非等方性を考慮することにより、アーク風洞加熱試験環境下におけるアブレータ試験片は面内方向の温度上昇がはやくなり、結果としてよどみ点表面温度が上昇した。また非触媒性を仮定することにより、よどみ点表面温度の実験結果を定性的にも定量的にもよく再現することがわかった。今後は内部温度の時間変化についても実験結果との比較を行うとともに、高加熱率条件についても解析を行う。

参考文献

- 1) 財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構，「USERS 次世代型無人宇宙実験システム」
<http://www.usef.or.jp/project/users/index.html>
- 2) Inatani, Y., and Ishii, N., "Design Overview of an Asteroid Sample Return Capsule," The Institute of Space and Astronautical Science, Report SP No. 17, March 2003, pp. 1-15.
- 3) 佐藤毅彦「火星複合探査ワーキンググループ活動開始！」日本惑星科学会誌 遊星人, Vol.18, 2008, pp. 41-44.
- 4) Fujita, K., et al., "Nonstop Mars Sample Return System Using Aerocapture Technologies," AIAA Paper 2009-1449, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida, Jan. 5-8, 2009.
- 5) Suzuki, T., Sakai, T., and Yamada, T., "Calculation of Thermal Response of Ablator Under Arcjet Flow Condition," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 21, No. 2, pp. 257-266.
- 6) 東レ株式会社，「高性能炭素繊維トレカ®」，
<http://www.torayca.com/download/pdf/cloth.pdf>
- 7) Potts, R. L., "Application of Integral Methods to Ablation Charring Erosion, A Review," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 32, No. 2, 1995, pp. 200-209.
- 8) Sakai, T., and Olejniczak, J., "Improvements in a Navier-Stokes Code for Arc Heater Flows," AIAA Paper 2003-3782, 36th Thermophysics Conference, 23-26 June 2003, Orlando, Florida.
- 9) Sakai, T., "Computational Simulation of High Enthalpy Arc Heater Flows," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol 12, No. 1, 2007, pp. 77-85.
- 10) Sakai, T., Suzuki, T, Fujita, K, and Ito T., "Calculation of High Enthalpy Aerothermal Environment in an Arcjet Wind Tunnel," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 21, No. 1, 2007, pp. 249-251.
- 11) Park, C., "Effect of Atomic Oxygen in Graphite Ablation," *AIAA Journal*, Vol. 14, No. 11, 1976, pp. 1640-1642.
- 12) Suzuki, T., Fujita, K., and Sakai, T., "Graphite Nitridation in Lower Surface Temperature Regime," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 24, No. 1, 2010, pp. 212-215.
- 13) Blottner, F. G., "Prediction of Electron Density in the Boundary Layer on Entry Vehicles with Ablation," NASA SP-252, 1970, pp. 219-240.
- 14) Zoby, E. V., "Empirical Stagnation-Point Heat-Transfer Relation in Several Gas Mixtures at High Enthalpy Levels," NASA TN D-4799, Oct. 1968.