

# アブレータ供試体周りの流れ場とアブレータ熱応答との連成解析

鈴木 俊之\*, 山田 哲哉†, 酒井 武治‡, 山本 行光\*

\*宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部

†宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

‡名古屋大学

## Coupled Analysis of Flowfield and Thermal Response of Ablator Under Arc-Jet Flow Condition

by

Toshiyuki Suzuki, Tetsuya Yamada, Takeharu Sakai, Yukimitsu Yamamoto

### ABSTRACT

An integrated numerical method to obtain thermal response of ablator under aerodynamic heating environment is briefly described. In this method, a two-dimensional thermal response analysis code, namely SCMA2, is loosely coupled with a thermochemical nonequilibrium CFD code. The method is applied to reproduce the thermal response of ablator obtained by the heating tests conducted in the 1MW arc-jet wind tunnel facility at ISAS/JAXA. Surface temperature, heat flux variation and surface shape change of the ablative test piece under arc-jet flow condition are calculated by the integrated code. These obtained results are compared with those given by one-dimensional SCMA code, and also with the experimental data for the purpose of validation. As to the comparison of calculated surface temperature with experimental data, quantitative agreement is yet to be accomplished because of the uncertainties in freestream conditions and material surface conditions. However, obtained results show that the present coupled approach is still available to predict the thickness of ablator required for space vehicles in future missions.

### 1. はじめに

基幹推進システムの信頼性の向上, 惑星探査計画の実現, 更に有人輸送技術の開発に向けて, アブレータを用いた熱防衛技術の確立は重要な課題の一つである. 特にアブレータ熱防衛システムを設計する際には, 幅広いミッション要求に対応するためにもアブレータ厚み分布を適切に与えて重量を必要最小限に留める必要がある, 予めアブレーションを伴う空力加熱環境を正確に予測する解析手法が望まれている.

一般にアブレータには, 炭素繊維に樹脂を含浸した炭素繊維強化型プラスチック (CFRP) 等が多く用いられる. アブレータは加熱を受けると樹脂が分解して熱を吸収しアブレータ内部に熱分解ガスが生じる. 熱分解ガスはアブレータ表面から境界層内に噴出し, アブレータ表面近傍に断熱層を形成する. この対流遮蔽効果によりアブレータ表面に伝わる熱は減少し, 結果としてアブレータ内部の熱伝導や熱分解といった熱応答にも影響を与える. 一方, 炭化したアブレータ表面は高温になっている. それにより炭素原子の酸化や昇華による表面形状の変化や質量の損耗が生じるため機体の空力特性も変化する. このようにアブレーションを含む空力加熱現象は非常に複雑であり, 流れ場とアブレータの熱応答は相互に強く作用し合う. したがってアブレーションを伴う空力加熱環境を正確に予測するためには, アブレータの熱応答とアブレータ周りの流れ場を同時に考慮する必要がある.

近年著者等はアブレータ熱応答の予測精度向上に向けて, JAXA 宇宙科学研究本部アーク風洞を用いてアブレータの加熱試験を行い, アブレータの表面温度, 内部温度, 熱分解ガス圧力の測定を試みた<sup>[1]</sup>. 更に 1 次元アブレータ熱応答解析コード(SCMA)を用いて取得データの解析が行われ, 表面温度や内部温度に関しては実験データと計算結果の良好一致が見られた. また熱分解ガス圧力に関しては, 発生, 上昇, 減少のメカニズムを定性的に説明することに成功したが, 定量的な比較では課題が残った.

熱分解ガス圧力の 1 次元計算結果と測定結果との違いを調べるために, 著者らは 2 次元アブレータ熱応答解析コード(SCMA2)を開発し<sup>[2]</sup>, 加熱試験環境下のアブレータ熱応

答の再現計算を行った. 熱分解ガス挙動の 2 次元性を考慮することでアブレータ試験片側面からの熱分解ガスの流出を説明し, 実験結果との一致はやや改善された. しかしながらアーク風洞気流状態量がわからなかったためにアブレータ周りの流れ場との連成解析は行われていない.

近年, 気流測定技術が向上し, アーク風洞等の高エンタルピ試験設備によって生み出される複雑な気流状態も解明されつつある<sup>[3,4]</sup>. また酒井は, アーク加熱部におけるジュール加熱や乱流エネルギー輸送, 輻射熱輸送を伴う流れ場を解く数値計算法を開発した<sup>[5]</sup>. 更にノズル部における熱・化学非平衡を伴う膨張流れを解く数値解析コードと組み合わせることによって, 宇宙科学研究所アーク風洞試験部における流れの状態量を見積もった<sup>[6]</sup>. 従って, アブレータ周りの流れ場を考慮してアブレータの熱応答を解くことが可能になったと思われる.

本研究ではアブレーション現象を伴う複雑な空力加熱環境を正確に予測し, ミッションに必要なアブレータ厚み分布を適切に与えることができる解析手法の開発を目的とする. ここでは流れ場を解く CFD コードとアブレータの熱応答を解く SCMA2 コードを連成し, アーク風洞加熱環境下のアブレータ試験片の熱応答の再現を試みる. 従来の解析手法を用いた結果や加熱試験結果との比較を通して本解析手法の妥当性とアブレータ設計支援ツールとしての可能性を検討する.

### 2. 数値計算法及び加熱試験概要

#### アブレータ周りの熱・化学非平衡流れ場解析

流れ場の支配方程式は軸対称 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<sup>[7,8]</sup>. 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.

アブレータ表面における炭素原子の相変化を伴う化学反応として, 酸素原子による酸化反応 ( $C(s) + O \rightarrow CO$ ) と昇華反応 ( $3C(s) \rightarrow C_3$ ) を考慮した. 酸化反応によりアブレ

一表面から生じる  $CO$  の質量流量は気体分子運動論より以下のように与えられる。

$$J_{CO} = \frac{M_{CO}}{M_O} \rho_O \frac{\alpha_{oxi}}{4} \sqrt{\frac{8RT_w}{\pi M_O}} \quad (1)$$

ここで  $M_{CO}$  及び  $M_O$  はそれぞれ  $CO$ ,  $O$  の分子量を表し,  $R$  は気体定数,  $T_w$  は壁面温度を表す. 一方, 昇華反応により生じる  $C_3$  の質量流量は Hertz-Knudsen-Langmuir の式<sup>[9]</sup>

$$J_{C_3} = \frac{\alpha_{sub} \max(p_{e,C_3} - p_{C_3})}{\sqrt{2\pi RT_w/R}} \quad (2)$$

で与えた. ここで  $p_{e,C_3}$  は平衡蒸気圧,  $p_{C_3}$  は  $C_3$  の分圧である. 酸化反応と昇華反応の反応確率はそれぞれ以下のように与えられる.

$$\alpha_{oxi} = 0.63 \exp(-1160/T_w), \quad (3)$$

$$\alpha_{sub} = 0.023. \quad (4)$$

アブレータ表面における酸素原子と窒素原子の触媒性再結合反応については, アブレータの表面触媒性がよくわかっていないため非触媒壁と完全触媒壁の両極限を仮定した計算を行った. 但しアブレーションを伴う場合, 酸素原子による酸化反応確率と再結合反応確率が合計で1を超えないように調整している. 壁面における各化学種の濃度は反応速度と拡散速度の釣り合いから求められる.

計算は構造格子を用いたセル中心有限体積法で行った. 対流流束は shock-fix 法を組み込んだ AUSM-DV スキームで求め, 空間精度は MUSCL 法によって高次精度化した. 生成項の計算には対角化点陰解法を用いて安定性を向上させた. また局所時間刻み法を用いて計算効率の向上を図った.

#### アブレータ熱応答解析 (SCMA2)

本研究では SCMA2 コードを用いてアブレータの熱応答を解く. SCMA2 の数値計算法は文献[2]に記されているが以下に簡単に示す. 支配方程式は, 固体の熱伝導を解く固体フェーズと熱分解ガスの挙動を解くガスフェーズに分けられる. 固体フェーズで扱われる変数は更に樹脂状態と炭化状態に分けられる. そのためアブレータ固体密度  $\rho_s$  は以下のように樹脂密度  $\rho_{resin}$  と炭化層密度  $\rho_{char}$  の和で与えられる.

$$\rho_s = \rho_{resin} + \rho_{char}. \quad (5)$$

固体内部エネルギーも以下のようにそれぞれ樹脂状態と炭化状態に分けられる.

$$e_{char} = H_{0, char} + \int c_{p, char}(T) dT, \quad (6)$$

$$e_{resin} = H_{0, resin} + \int c_{p, resin}(T) dT.$$

ここで  $e$ ,  $H_0$ ,  $c_p$  はそれぞれ内部エネルギー, 生成エンタルピー, 比熱を表す.

本研究では, 加熱された樹脂はすぐに蒸発し空孔内部に液層は存在しないと仮定する. すなわち空孔率  $\varepsilon$  はアブレータ固体密度を用いて以下のように与えられる

$$\varepsilon = \varepsilon_{max} - \frac{\rho_s - \rho_{char}}{\rho_{resin}} \quad (7)$$

ここで  $\varepsilon_{max}$  は炭化層の空孔率である.

アブレータ内部の空孔の非等方性については Fig. 1 に示すようにモデル化する. まず内部に空孔を持ち, 辺の長さがそれぞれ  $dx$ ,  $dy$  である長方形の検査面 ABCD を考える. 検査面と空孔の辺の長さの比をそれぞれ  $\varepsilon_x$ ,  $\varepsilon_y$  とすると, 検査面と空孔の面積はそれぞれ

$$\Omega = dx \cdot dy, \quad (8)$$

$$P = \varepsilon_x dx \cdot \varepsilon_y dy. \quad (9)$$

であるので検査面 ABCD の空孔率  $\varepsilon$  は以下ようになる.

$$\varepsilon = \frac{P}{\Omega} = \varepsilon_x \cdot \varepsilon_y. \quad (10)$$

従って単位体積当たりの熱分解ガスの密度は空孔率  $\varepsilon$  と空孔内部の熱分解ガス密度  $\rho_g$  の積で与えられる. また熱分解ガスの内部エネルギーは

$$e_g = H_{0g} + \int c_{pg}(T) dT. \quad (11)$$

である. 以上より, 系の総エネルギー  $E$  は以下のように表される.

$$E = \rho_{char} e_{char} + \rho_{resin} e_{resin} + \varepsilon \rho_g e_g + \frac{1}{2} \varepsilon \rho_g (u^2 + v^2). \quad (12)$$

アブレータ固体部の温度  $T$  は(6), (11), (12)式を用いてニュートン反復法により求められる.

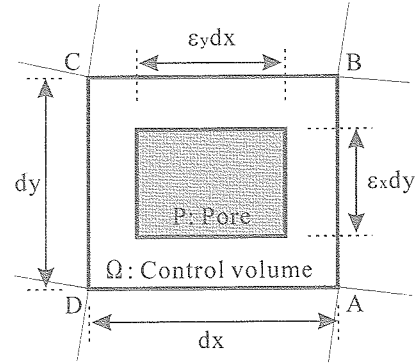


Fig. 1 Quadrilateral pore in two-dimensional control volume.

熱分解ガスの温度は固体部の温度  $T$  と瞬時に平衡に達すると仮定し, 熱分解ガスの圧力は以下の式から与えられる.

$$p = \varepsilon \rho_g \frac{R}{M} T. \quad (13)$$

従って本計算手法で解かれる保存変数は, 固体フェーズとして樹脂密度  $\rho_{resin}$  と総エネルギー  $E$ , またガスフェーズとして熱分解ガス密度  $\varepsilon \rho_g$ , 熱分解ガスの運動量  $\varepsilon_x \rho_g u$ ,  $\varepsilon_y \rho_g v$  である.

支配方程式は積分形で以下のように表される.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} Q d\Omega + \oint_{\partial\Omega} F_j \cdot dS = \int_{\Omega} W d\Omega. \quad (14)$$

保存ベクトル  $Q$ , 流束ベクトル  $F_j$ , 生成項ベクトル  $W$  はそれぞれ以下のように与えられる.

$$Q = \begin{pmatrix} \rho_{resin} \\ \varepsilon \rho_g \\ \varepsilon_x \rho_g u \\ \varepsilon_y \rho_g v \\ E \end{pmatrix}, \quad W = \begin{pmatrix} -R \\ R \\ -\varepsilon_x f_x \\ -\varepsilon_y f_y \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (15)$$

$$F_j = \begin{pmatrix} 0 \\ \varepsilon_j \rho_g u_j \\ \varepsilon_j \rho_g u u_j + \varepsilon_j p \delta_{1j} \\ \varepsilon_j \rho_g v u_j + \varepsilon_j p \delta_{2j} \\ \varepsilon_j u_j \left( \rho_g e_g + \frac{1}{2} \rho_g (u^2 + v^2) + p \right) - \kappa_j \frac{\partial T}{\partial x_j} \end{pmatrix}$$

熱分解ガスに働く摩擦力  $f_j$  は速度に比例し, 以下のように与えられる.

$$f_j = \frac{\mu}{\gamma_j} u_j. \quad (16)$$

ここで  $\mu$  は粘性係数である. また  $\gamma_j$  は  $j$  方向の気体透過率で, 積層角度  $\theta$  の関数として以下のように与えられる.



$$\begin{pmatrix} \gamma_x \\ \gamma_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sin^2 \theta & \cos^2 \theta \\ \cos^2 \theta & \sin^2 \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \gamma_{90^\circ}(v_c) \\ \gamma_{0^\circ}(v_c) \end{pmatrix}. \quad (17)$$

$\gamma_{0^\circ}(v_c)$ ,  $\gamma_{90^\circ}(v_c)$  はそれぞれ積層に垂直な方向と積層に沿う方向の気体透過率であり、アブレータの炭化度合いを表すパラメータ

$$v_c = \frac{\rho_{\text{virgin}} - \rho_s}{\rho_{\text{virgin}} - \rho_{\text{char}}}. \quad (18)$$

の関数で表される。本研究では  $\gamma_{0^\circ}(v_c)$ ,  $\gamma_{90^\circ}(v_c)$  の値は文献 [10] で得られた値を補完して与える。また式 (15) におけるアブレータの熱分解反応速度  $R$  は以下の式で与える。

$$R = \sum_{k=1}^N f_k A_k \exp\left(\frac{-B_k}{T}\right) (\rho_{\text{virgin}} - \rho_{\text{char}}) \left(\frac{\rho_s - \rho_{\text{char}}}{\rho_{\text{virgin}} - \rho_{\text{char}}}\right)^{\mu_k}. \quad (19)$$

係数  $A_k, B_k, f_k, \mu_k$  は Thermo-gravimetry 試験結果をカーブフィットして与えられる。

アブレータの熱伝導率  $\kappa$  は、温度の関数として静的に測定された炭化層とバージン層の熱伝導率  $\kappa_{\text{char}}(T)$ ,  $\kappa_{\text{virgin}}(T)$  を用いて以下のように与えた。

$$\rho_s \kappa = \omega \rho_{\text{virgin}} \kappa_{\text{virgin}}(T) + (1 - \omega) \rho_{\text{char}} \kappa_{\text{char}}(T). \quad (20)$$

ただし、 $\omega = (\rho_s - \rho_{\text{char}}) / (\rho_{\text{virgin}} - \rho_{\text{char}})$  である。アブレータの比熱については、グラファイトの比熱が低温域では温度に比例し ( $c_p \approx c_1 T$ ) し高温域では一定 ( $c_p = c_\infty$ ) となることから以下の式を用いた。

$$c_p = c_\infty \frac{T}{\sqrt{T^2 + (c_\infty / c_1)^2}}. \quad (21)$$

支配方程式 (14), (15) は保存形のまゝ有限体積法を用いて離散化される。数値流束は中心差分で与え、数値的な不安定性を避けるために Jameson の人工粘性を付加した。時間積分については固体フェーズでは陽的に、ガスフェーズでは交互方向陰解法 (ADI 法) を用いて陰的に行われる。ガスフェーズの時間刻み幅は固体フェーズの約 1/100 程度である。

#### CFD-SCMA2 連成解析手法

本研究では、アブレータ表面の状態量は CFD コードと SCMA2 コード間の反復によって求める。CFD コードではある時刻における熱流束、表面圧力、更に (1), (2) 式から表面損耗量の定常解を求め、SCMA2 コード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、黒放射体を仮定したアブレータ壁面からの輻射を考慮し、以下の式で与えられる。

$$q = \kappa \frac{\partial T}{\partial n} + \kappa_v \frac{\partial T_v}{\partial n} + \sum_s \rho D_s \frac{\partial c_s}{\partial n} - \varepsilon \sigma T^4. \quad (22)$$

一方 SCMA2 コード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、その時刻における表面温度と熱分解ガス流量等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 4 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 SCMA2 コード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量は、SCMA2 コード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に分けられ以下の式で与えられる。

$$\begin{aligned} \dot{m} &= \dot{m}_g + \dot{m}_e \\ &= \varepsilon \rho_s |\mathbf{u}| + J_{CO} + J_{C_3}. \end{aligned} \quad (23)$$

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。

本計算に用いる計算格子の例を Fig. 2 に示す。アブレータ周りの熱・化学非平衡流れ場については Zone 1 で計算を行い、Zone 2, Zone 3 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化学反応による表面形状の変化を表現するために、Zone 1 と Zone 2 では格子の再生成を行う。酸化反応と昇華反応による単位時間単位面積当たりのアブレータ表面損耗量は式 (1) と (2) を用いて、以下のように与える。

$$\begin{aligned} r &= \frac{\dot{m}_c}{\rho_{\text{char}}} \\ &= \frac{J_{CO} + J_{C_3}}{\rho_{\text{char}}}. \end{aligned} \quad (24)$$

更にある時刻  $t_i$  におけるアブレータ表面に垂直な方向への表面移動量は次式で与える。

$$S = \int_{t_i}^t r dt. \quad (25)$$

格子の再生成の際には、表面格子点の移動に伴う内部格子点の圧縮と伸長のみを行い、格子点数の増減はない。

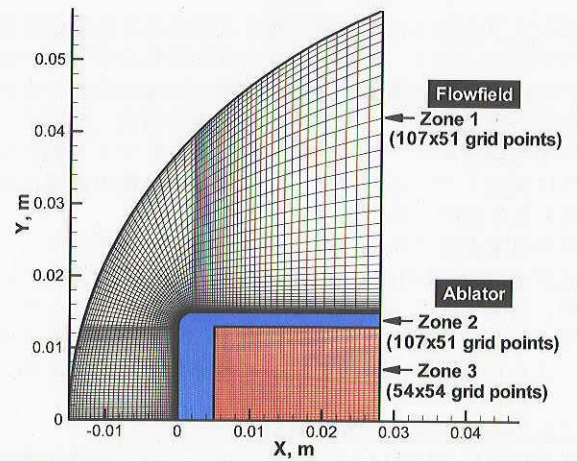


Fig. 2 Typical example of computational mesh consisting of three zones.

#### アーク風洞を用いたアブレータ加熱試験

本研究で議論するアブレータ加熱試験は、JAXA 宇宙科学研究本部の 1MW アーク風洞で行われた。アーク風洞は主に上流側の陽極とコンストリクタ、下流側の陰極、及びノズル部から構成される。コンストリクタ側面から流入した空気は電極間の放電によって加熱され、ノズル部で加速、膨張し、供試体が設置された試験部に流れ込む。本試験では直径 30mm のアブレータ供試体がノズル出口後方 130mm の位置にセットされ、30 秒間の加熱を行った。この加熱試験ではアブレータ表面温度履歴やアブレータ内部温度、熱分解ガス圧力の測定が行われた。ガーデンゲージを用いて別途行われた冷温壁加熱率測定試験によると、ノズル出口後方 130mm の位置における冷温壁加熱率は約 3MW/m<sup>2</sup> である。アーク風洞の運転、気流特性に関する詳細は文献 [11]、本研究で議論するアブレータ加熱試験に関する詳細は文献 [1] に記されている。

#### アーク風洞試験気流の状態量

アーク気流にさらされるアブレータ周りの流れ場解析を行うに当たって、試験部に流入する主流の状態量を精度良く見積もる必要がある。そこで本研究に先立ち酒井は宇宙科学研究所アーク風洞の作動条件を用いて、アーク加熱部のジュール加熱や輻射熱輸送を伴う流れとノズル部における熱化学非平衡を伴う流れ場を詳細に解き、試験部における流れの状態量を詳細に見積もった<sup>[6]</sup>。本研究では流れ場の流入境界条件に上記酒井の計算結果を用いる。本研究で用いた宇宙科学研究所アーク風洞のノズル出口後方 130mm における気流の状態量を Table 1 に示す。



Table 1 Freestream condition at 130mm from nozzle exit.

主流密度 [kg/m <sup>3</sup> ]	2.015 × 10 <sup>-4</sup>
主流速度 [m/s]	5293.0
並進一回転温度 [K]	554.0
振動一電子励起温度 [K]	3920.0
化学種質量分率	
<i>N</i>	0.35222
<i>O</i>	0.23208
<i>N<sub>2</sub></i>	0.41546
<i>O<sub>2</sub></i>	0.00001
<i>NO</i>	0.00023
質量平均エンタルピ [MJ/kg]	18 (計算値)
	15 (測定値)

### 3. 結果及び考察

#### 冷温壁加熱率測定値との比較

本連成解析は加熱開始から時刻 0 秒におけるアブレータ周りの流れ場の解を得ることから始まる。アブレーションはなく、アブレータ表面は任意の等温壁面であると仮定し、Table 1 で与えられる気流状態を流れ場の主流条件として与えた。計算によって得られたよどみ点加熱率と実験結果との比較を Fig. 3 に示す。計算では非触媒壁条件と完全触媒壁条件を仮定した。実験では冷温壁加熱率はガードンゲージを用いて測定されている。一般にガードンゲージの表面は完全触媒壁に近い状態を示すことが知られているが、Fig. 3 によると計算結果は実験値を約 67% 上回った。これは本計算の主流条件として与えている気流予測値の誤差が原因の一つと考えられる。Table 1 に示しているように、計算された流れの質量平均エンタルピは測定値を上回っている。冷温壁加熱率は試験気流の総エンタルピに比例する量であるから、加熱率を過大に見積もったと思われる。

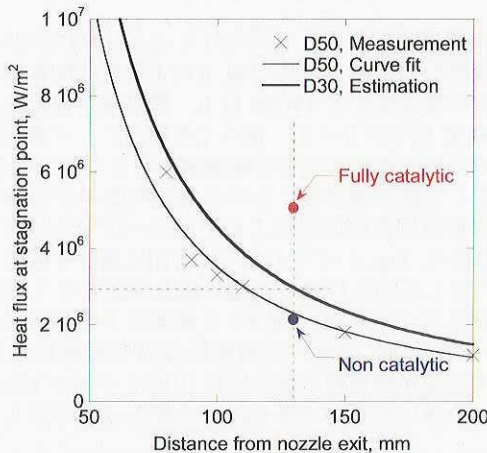


Fig. 3 Comparison of calculated heat flux value at stagnation point with experimental data obtained by gardon gauge.

#### アーク風洞加熱試験環境下のアブレータ熱応答

時刻 0 秒時の流れ場の解を初期解として、加熱が終了する 30 秒まで連成解析を行った。途中、非触媒壁条件の場合は 9 回、触媒壁条件の場合は 11 回の反復計算点を設けた。アブレータよどみ点における総熱流束の時間履歴を Fig. 4 に示す。加熱開始後、熱分解ガスの噴出による対流遮蔽効果と輻射冷却によって壁面に伝わる総熱流束が減少していく様子が見られる。加熱終了後は輻射によってアブレータ表面は冷却される。また従来用いられてきた経験式による解との一致も良好である。経験式による解は、本計算のような連成解析は行わず冷温壁加熱率の値のみによって求められる。

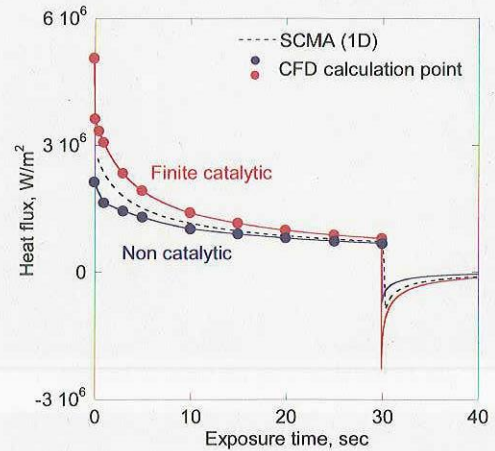
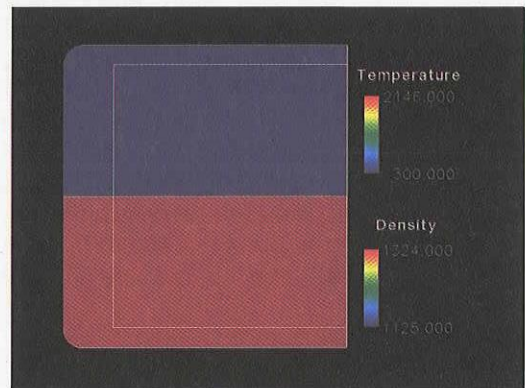
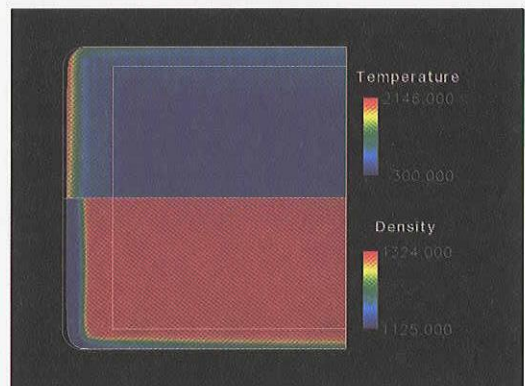


Fig. 4 Total heat flux variations at the stagnation point.

連成解析によって得られたアブレータ熱応答の概要について説明する。加熱開始前、開始後 10 秒、30 秒、50 秒後のアブレータ温度と密度をそれぞれ Fig. 5(a)-(d) に示す。加熱開始後、アブレータ壁面付近の温度が上昇し時間とともに内部に熱が伝導していく様子がわかる。また温度の上昇とともにアブレータの熱分解が進行し、壁面付近の高温領域では樹脂が完全に熱分解し炭化層を形成している。またアブレータ前面だけではなく側面でも温度が上昇し、密度が低下していく様子がよくわかる。更にアブレータ表面では酸化反応や昇華反応による損耗が起こり、30 秒後の表面形状は初期の形状に比べて変化している。加熱終了後はアブレータ表面からの輻射冷却によって温度は下がる。しかしながら 30 秒後と 50 秒後の様子を比べると 50 秒後では熱分解層が大きく広がっている。これは加熱終了後もアブレータ内部の熱により熱分解が進行していくからである。

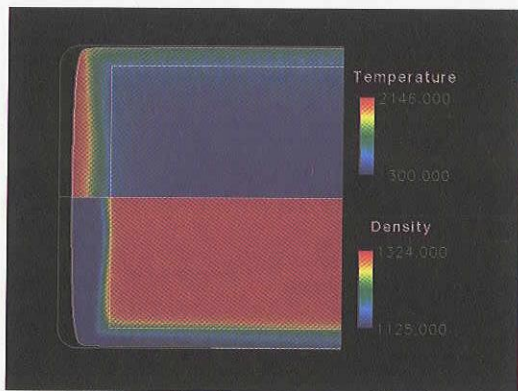


(a) Before heating.

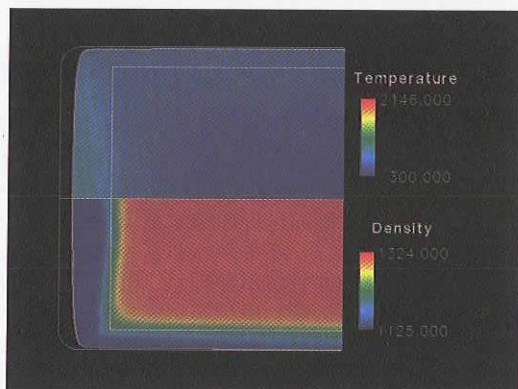


(b) 10 sec after from the onset of heating.





(c) 30 sec after from the onset of heating.



(d) 50 sec from the onset of heating.

Fig. 5 Thermal response of ablator under arc-jet flow condition. (upside: Temperature, downside: ablator density)

アブレータよどみ点における表面温度の時間変化を Fig. 6 に示す。加熱試験中にパイロメータを用いて測定された結果も合わせて示す。計算では、壁面に到達する酸素原子が酸化反応と触媒性再結合反応によって全て消費されると仮定した有限触媒壁条件と壁面で全く反応を起こさない非触媒壁条件を仮定している。加熱開始とともに温度は急激に上昇し、加熱終了後はアブレータ表面からの輻射冷却により温度は減少する。実験結果との比較では傾向は一致するものの、加熱開始から 30 秒後の壁面温度が触媒壁条件と非触媒壁条件で約 600K 異なる等、両極限に相当する触媒壁条件による壁面温度の差が大きい。現在のところアブレータの触媒性の詳細は解明されておらず、今後の重要な課題の一つである。

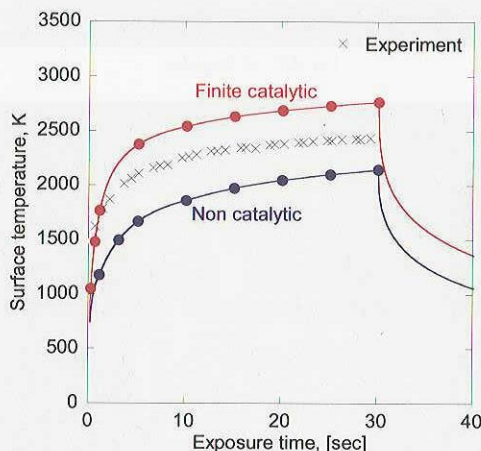


Fig. 6 Comparison of surface temperature variation at the stagnation point between calculation and experiment.

### アブレータ質量損耗と形状変化

アブレータ表面で生じる酸化反応と昇華反応の効果を調べるために 1500K から 3600K までの範囲で等温壁を仮定し、各壁面温度に対する表面損耗量を求めた。この場合連成解析は行っていないので、熱分解ガスの噴出は考慮していない。各壁面温度に対する得られた無次元質量損耗量を Fig. 7 に示す。Metzger らによるグラファイトの損耗特性に関する経験式<sup>[12]</sup>も合わせて示す。グラファイトの表面損耗に関しては反応律速、拡散律速、昇華の 3 領域に分けられることが知られており、今回の計算結果もその特徴をよく表している。拡散律速領域において触媒性モデルの違いによる表面損耗量の差異が見られる。これは触媒壁を仮定することで表面に到達する酸素原子が再結合するので、表面で酸化反応に消費される酸素原子の数が減少し、結果として表面損耗量が減少したためである。

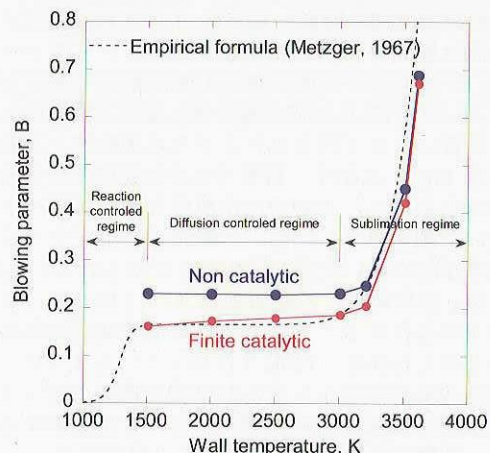


Fig. 7 Surface mass loss of graphite with temperature.

今回の連成解析によって得られたよどみ点における表面損耗の履歴を Fig. 8 に示す。Fig. 6 によると非触媒壁を仮定した場合の表面温度は 1500K 以上、触媒壁を仮定した場合は 3000K 以下であった。従って今回のアーク風洞加熱試験で生じた表面損耗は拡散律速領域によるものである。Fig. 7 によると拡散律速領域における単位時間単位面積当たりの表面損耗量は表面温度によらずほぼ一定であるので、表面損耗履歴は Fig. 8 に示すように時間に関して線形となる。Fig. 7 に示したのと同様に、触媒壁を仮定することにより非触媒壁に比べて表面に到達する酸素原子の数が少なくなる。そのため 30 秒後の表面損耗量は非触媒壁の場合約 1.2mm であるが触媒壁の場合は約 0.9mm であり Metzger らの経験式を用いた従来の手法による解とほぼ一致している。

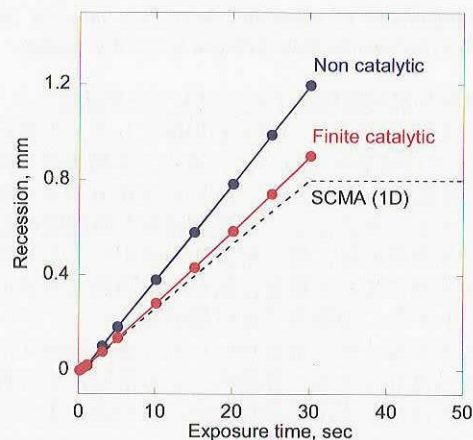


Fig. 8 Time history of surface recession at the stagnation point.



加熱前の表面形状と加熱が終了する 30 秒後の表面形状を Fig. 9 に示す。これら 2 つの線で囲まれた領域は 30 秒間の加熱で酸化反応や昇華反応により損耗したことを示している。また連成解析を行わず、時刻 0 秒時の加熱率分布を用いてアブレータの熱応答のみを解いて得られた 30 秒後の表面形状も合わせて示す。この場合よどみ点においても経験式による値を大きく上回り、更にアブレータ試験片肩部においても異常な形状変化をした様子が見られる。これはアブレーションによって絶えず変化する流れ場の情報がアブレータ熱応答解析に全く反映されていないことによって生じた非現実的な解であり、アブレーションを伴う空力加熱現象とアブレータ熱応答を予測するためには流れ場と熱応答を同時に考慮する必要があることを示した一例である。

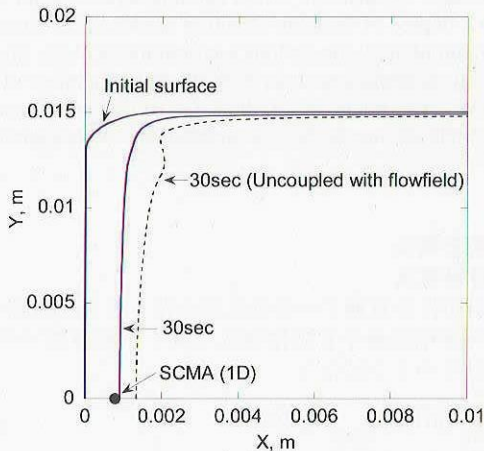


Fig. 9 Surface contours of ablative test piece at  $t=30$  sec.

#### CFD-SCMA2 反復計算の収束

最後に、流れ場を解く CFD コードとアブレータの熱応答を解く SCMA2 コードによる反復計算の収束について説明する。触媒壁を仮定した場合の加熱開始から 0.1 秒後の対流加熱率分布を Fig. 10 に示す。図中の初期解はアブレーションがなく等温壁を仮定して得られた分布である。アブレーションの効果を考慮するために SCMA2 コードとの反復計算を開始すると、熱分解ガスが境界層内に流出し、それによる対流遮蔽効果により対流加熱率は減少する。また 4 回程度の反復計算により対流加熱率の分布に変化が見られなくなり、事実上収束している様子がわかる。他の計算点や壁面触媒性が異なった場合でもこの傾向に変化は見られない。

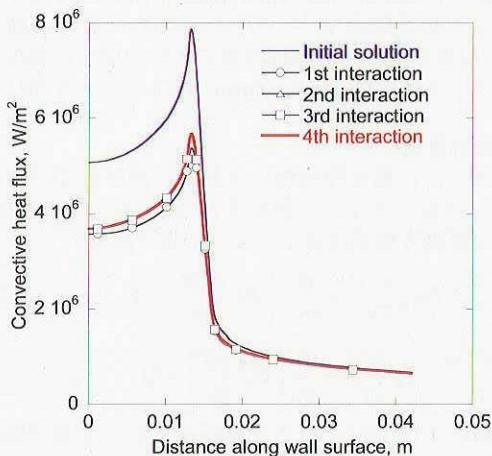


Fig. 10 Convergence history of convective heat flux with ablation.

#### 4. 結論

アブレーション現象を伴う複雑な空力加熱環境を正確に予測し、ミッションに必要なアブレータ厚み分布を適切に与えることができる解析手法の開発を目的として、流れ場を解く CFD コードとアブレータの熱応答を解く SCMA2 コードによる連成解析手法を開発した。ここでは開発した手法を用いて、アーク風洞加熱試験によって得られたアブレータ熱応答の再現を試み、従来用いられてきた経験式による解や実験結果との比較を行った。

アブレータ表面における温度、熱分解ガス流量、表面損耗量の諸量は CFD コードと SCMA2 コードの反復計算によって求めた。冷温壁加熱率については、予測されたアーク風洞気流の質量平均エンタルピが測定値を上回っていたため加熱率も測定値を上回った。これは気流状態をより高い精度で見積もることで改善されるであろう。また本連成解析では触媒性の違いによるアブレータ表面温度への影響も大きく、触媒性の解明は今後の重要な課題の一つである。アブレータ表面形状の変化に関して、よどみ点においては従来用いられてきた経験式による解とほぼ一致した。またアブレータの熱応答を正確に予測するには連成解析が本質的に必要である。連成解析を行わない場合、本解析で示したようにアブレータ変形量は非現実的なものになることが予測される。今後は熱分解ガス圧力について議論を進め、加熱試験で観測された積層剥離の問題に取り組む予定である。

#### 参考文献

- 1) Suzuki, T., et al., "Experimental and Numerical Study of Pyrolysis Gas Pressure in Ablating Test Piece," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 19, No. 3, 2005, pp. 266-272.
- 2) Suzuki, T., et al., "Thermal Response of Ablative Test Piece in Arc-Heated Wind Tunnel," AIAA Paper 2004-341, Reno, January 2004.
- 3) 石田清道, 渡辺泰夫, 松崎貴至, 伊藤健, 福井利夫, 長井遵正: アーク加熱チャンネルノズル流の気流診断, 航空宇宙技術研究所報告, TR-1446.
- 4) Fujita, K., et al., "Spectroscopic Measurement of ICP-heated Wind Tunnel Plasmas" AIAA Paper 2004-2681, June 2004.
- 5) Sakai, T., et al., "Improvements in a Navier-Stokes Code for Arc Heater Flows," AIAA Paper 2003-3782, June 2003.
- 6) 酒井武治: 分割式コンストリクタ型アーク加熱風洞流れの数値計算, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 53, No. 612, 2005, pp. 29-35.
- 7) Park, C., et al., "Chemical-Kinetic Parameters of Hyperbolic Earth Entry," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 15, No. 1, 2001, pp. 76-90.
- 8) Park, C., et al., "Review of Chemical-Kinetic Problems of Future NASA Missions. I: Earth Entries," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 7, No. 3, 1993, pp. 385-393.
- 9) Blottner, F. G., "Prediction of Electron Density in the Boundary Layer on Entry Vehicles with Ablation," NASA-SP 252, pp. 219-240.
- 10) Suzuki, T., et al., "Gas Permeability of Oblique-Layered Carbon-Cloth Ablator," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 18, No. 4, 2004, pp. 548-550.
- 11) Yamada, T., et al., "Arc Heating Facility and Test Technique for Planetary Entry Missions," The Institute of Space and Astronautical Science Report SP No. 17, March 2003. pp. 148-163.
- 12) Metzger, J. W., Engel, M. J., and Diaconis, N. S., "Oxidation and Sublimation of Graphite in Simulated Re-entry Environments," AIAA Journal, Vol. 5, No. 5, 1967, pp. 451-460.