

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

### CFRPアブレータの耐熱性能評価に 向けた熱応答モデルの改善

鈴木 俊之, 藤田 和央

2007年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency



# CFRP アブレータの耐熱性能評価に向けた熱応答モデルの改善\*

鈴木俊之<sup>\*1</sup> 藤田和央<sup>\*2</sup>

## Improved Thermochemical Models for CFRP Ablator Performance Assessment

Toshiyuki Suzuki<sup>\*1</sup> and Kazuhisa Fujita<sup>\*2</sup>

### Abstract

In this study, computational methods are integrated to calculate the thermal response of an ablator in an arc-jet flow. In this method, the arc-jet freestream condition in the test section is evaluated theoretically by calculating the flows in the arc-jet wind tunnel. The thermal response of the ablator is calculated by loosely coupling the shock layer computational fluid dynamics code and the two-dimensional version of the ablation code using the arc-jet freestream condition so evaluated. This method is applied to heating tests conducted in the 1 MW arc-jet wind tunnel for a single set of operating conditions. The influence of catalysis on the ablating surface and the effect of nitridation and surface roughness on the thermal response of the ablator are investigated. Comparison of the calculated and measured temperature profiles at the ablating surface suggests that the measured temperature profile can be reproduced by assuming a low catalytic efficiency for the surface. It is found that the nitridation reaction moderately increases the surface temperature, and that the effect of surface roughness is small under the present operating conditions.

Key words: Thermal protection system, CFRP ablator, Integrating computational methods

### 概 要

アブレータ熱防御システム信頼性向上に向けて、アーク風洞気流にさらされたアブレータ供試体の熱応答を評価する解析手法を開発した。本手法では、アブレータの熱応答を2次元で解き、加熱面の境界条件はアーク風洞気流条件を用いたアブレータ周りの流れ場解析との連成により求めた。アーク風洞気流条件は風洞運転条件を用いた加熱器内部の流れ場解析とノズルにおける膨張流れ場解析を行うことで決定した。開発した連成解析手法を用いて、宇宙科学研究本部アーク風洞における加熱試験で得られたアブレータ熱応答の再現計算を行い、表面触媒性、表面窒化反応、表面粗さが熱応答に与える影響を調査した。実験結果との比較では、小さな触媒効率を仮定することにより測定温度に近づくことがわかった。また本加熱試験条件において表面粗さによる影響は少ないものの、窒化反応がアブレータ熱応答に与える影響は非常に大きいことが判明した。

### 1. はじめに

近年、次世代型無人宇宙実験システム<sup>1)</sup>やHAYABUSA計画<sup>2)</sup>に代表されるように、カプセル型輸送機による大気圏突入を伴うミッションが行われている。大気圏突入時にはカプセル前方に強い離脱衝撃波が生じ機体は強い空力加熱にさらされるため、これらのミッションではカプセルの熱防御システムを構築する材料として唯一CFRP複合材のアブレータが採用されている。アブレータの耐熱性能は、アーク風洞等の高エンタルピー施設において加熱試験を行うことによって検証され

る。この加熱試験ではアブレータの内部熱伝導や表面損耗量をはじめとする熱応答特性の定量化が行われ、得られたデータを用いて熱防御システムの設計が行われる。しかしながらアーク風洞によって生み出される気流は分子の励起、解離、電離を伴う複雑なものであり、測定室内の気流の密度、速度や化学組成等を十分な精度で計測することは困難を伴う。そのため加熱試験で得られた実験データを実際の飛行環境に結び付けて考えることが難しくなり、結果として熱防御システムの信頼性の低下につながっている。

\*: 平成19年3月2日受付 (Received 2 March, 2007)

<sup>\*1</sup> 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 計算科学研究グループ 燃焼・乱流セクション  
(Computational Science Research Group, Institute of Aerospace Technology, JAXA)

<sup>\*2</sup> 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 空気力学研究グループ 極限機体力学研究セクション  
(Aerodynamics Research Group, Institute of Aerospace Technology, JAXA)

アブレータ熱防御システム信頼性の向上に向けて、アーク風洞加熱試験におけるアブレータ耐熱性能評価手法を改善する必要がある。もっとも重要な改善点の一つはアーク風洞気流中におけるアブレータ供試体の熱応答を理論的に評価する手法を構築することであり、そのために必要な事柄は以下の3つに集約される。

1) まず第一にアブレータ供試体内部の熱応答を解析する必要がある。CFRP アブレータはベースとなる炭素繊維にプラスチック樹脂を含浸させたものである。このアブレータが加熱されると、熱を吸収することによって樹脂が熔融しアブレータ内部に熱分解ガスが形成される。熱分解ガスはアブレータ内部を対流し、アブレータ表面から境界層中に放出される。アブレータの熱応答解析では、アブレータ内部の熱伝導に加えこれらの熱分解現象を考慮する必要がある。更にアーク風洞加熱試験に用いられるアブレータ供試体の直径は数 cm と小さいため、供試体側面からの加熱による影響も無視できないであろう。その場合、アブレータの熱応答は2次元的に取り扱う必要がある。

2) 次にアブレータ供試体周りの流れ場の状態を知る必要がある。境界層中の気流の熱化学状態はアブレータ表面から放出された熱分解ガスの影響を受けて変化する。このアブレータ周りの加熱環境の変化により、アブレータの熱応答も変化する。またアブレータ表面は熱分解により高温の炭化層となっているため境界層中の酸素原子や窒素原子と反応してアブレータ表面は酸化または窒化する。結果としてアブレータ表面は後退し、表面形状も変化する。アブレータ周りの熱流束分布も時間とともに変化する。これらはアブレータの熱応答とアブレータ周りの流れ場の連成問題であり、両者を高精度に評価するためには両解析手法のカップリングを導入する必要がある。特にアブレータ周りの流れ場の解析では、高温空気に加えてアブレータからの生成物である炭素、水素系の化合物を考慮した熱化学非平衡解析を行う必要がある。

3) アーク風洞試験部における気流の熱化学状態を決定する必要がある。アーク加熱器内部では輻射及び乱流輸送また電極間の放電によるジュール加熱が卓越した流れ場となっており、試験気流は解離や電離した状態となっている。試験気流はノズル部で膨張するが、密度が低いために再結合反応が完了せず、試験部における解離原子の比率は平衡計算結果の値よりも大きい。したがって試験気流の性質を高精度に評価するには、加熱器内における加熱プロセスとノズル部での膨張、緩和プロセスを正確に計算する必要がある。我々の知る限り、未だかつて上記1)から3)まで全てを考慮してアブレータ熱応答の評価が試みられたことはない。

アブレータ熱応答評価の研究に関しては、過去に Ahn

等 が Super Charring Materials Ablation(SCMA) コードを開発した<sup>3)</sup>。SCMA コードは米国で開発された Charring Materials Ablation(CMA) コード<sup>4)</sup>と異なり、アブレータ内部の熱伝導や樹脂の熱分解プロセスに加えて熱分解ガスの運動も解く。また近年 Suzuki 等は高温空気に加えアブレータからの炭素、水素系化合物の合計21化学種を考慮した熱化学非平衡流れ場解析(CFD)コードを開発し<sup>5)</sup>、SCMA コードと連成することにより MUSES-C カプセルの軌道に沿った空力加熱及びアブレータ熱応答を解析した。その研究では、CFD コードと SCMA コードとの数回の反復計算によって流れ場とアブレータ熱応答との境界条件の収束解が得られることが判明した。またアーク風洞気流中のアブレータ供試体の熱応答を解析することを目的として、Suzuki 等によって SCMA コードは2次元に拡張された<sup>6)</sup>。開発された SCMA2 コードはアブレータの炭素繊維や物性値の異方性を考慮することにより、アブレータ内部の熱伝導や熱分解ガスの運動を2次元で解くことができる。

アーク風洞試験気流評価の研究に関しては、上流電極からノズル出口までの流れを解く解析手法が Sakai 等によって開発された<sup>7)8)</sup>。その手法は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新規に開発された ARCFLO3 コードで解き、ノズルスロートから下流の膨張流については熱化学非平衡コードで解くものである<sup>9)</sup>。ARCFLO3 コードはアーク風洞作動条件をインプットとして加熱器内の輻射や乱流輸送、ジュール加熱を考慮して流れ場を解くものであり、ノズルスロート部から下流の膨張流れ場解析における気流の流入条件を与える。これらの数値解析コードを統合することにより、アーク風洞試験環境下におけるアブレータ熱応答の評価を詳細に行うことが可能であると思われる。

本研究の目的は、アーク風洞試験気流中におけるアブレータ熱応答を高精度に評価することができる統合数値解析手法を構築することである。その目的のため、これまで開発されてきた数値解析コードを統合することにより、加熱試験環境下におけるアブレータ熱応答の再現を試みたので報告する。アブレータ熱応答解析にはこれまで著者等によって開発されてきた SCMA2 コードを用いた。アブレータ周りの流れ場解析にはアーク風洞試験気流を考慮した熱化学非平衡コードを用いた。アーク風洞試験気流については Sakai 等の手法を用いて加熱器上流電極から試験部まで解析することにより理論的に決定した。開発された統合数値解析手法を用いて、JAXA 宇宙科学研究本部における 1MW アーク風洞において行われた加熱試験のアブレータ熱応答解析を行った。従来の解析手法である SCMA コードを用いた解析結果や加熱試験データとの比較を通して、本解析手法の妥当性について



て検討した。

以前、著者等による SCMA2 コード開発時にはアーク風洞試験気流の特性がわからなかったためにアブレータ供試体周りの流れ場解析は行われなかった<sup>6)</sup>。そのため SCMA2 コードに与える境界条件は、アブレータ加熱面には Potts によって開発されたエネルギーバランス法<sup>10)</sup>によって算出された加熱率が、そしてアブレータ側面には断熱条件が課せられた。しかしながら本研究では気流特性を詳細に評価するためにアブレータ供試体周りの流れ場解析を行うことが可能であることから、より高度なアブレータ熱応答解析を行うことが可能である。そこで本報告では、未だその多くが解明されていないアブレータ表面反応に着目した解析を行った。まず異なる壁面触媒モデルを用いたアブレータ熱応答解析を行い、加熱試験データとの比較を通してモデルの検証を行った。次に窒素原子による損耗を考慮した解析を行い、その影響を精査する。また実際のアブレータ表面は滑らかではなく、炭素繊維による起伏がアブレータの加熱をはじめとする熱応答にどのような影響を与えるかはわかっていない。そこで本報告ではこの表面粗さをモデル化した解析を行い、アブレータ熱応答に与える影響も調査した。

## 2. アーク風洞加熱試験及び風洞作動条件

本報告で議論する加熱試験は宇宙科学研究本部内に設置された 1MW アーク加熱風洞で行われた<sup>11)</sup>。このアーク風洞は図 1 に示す通り上流電極（陽極）、コンストリクタ、下流電極（陰極）、ノズル、測定室で構成される。コンストリクタから導入された試験気体は電極間の放電により加熱された後、ノズルで加速されて測定室に流れ込む。コンストリクタ内径 2.54cm、電極間距離 75cm、ノズル半頂角 10° でノズル出口直径は 2.5cm である。アーク風洞作動条件は印加電流と試験気体流量で制御され、電圧、熱効率、測定室圧力等を測定することによって作動状態の評価が行われる<sup>12) 13)</sup>。また熱流束はガードンゲージによって測定され、投入電力、冷却水温度上昇、試験気体流量を用いて気流の質量平均エンタルピが求め

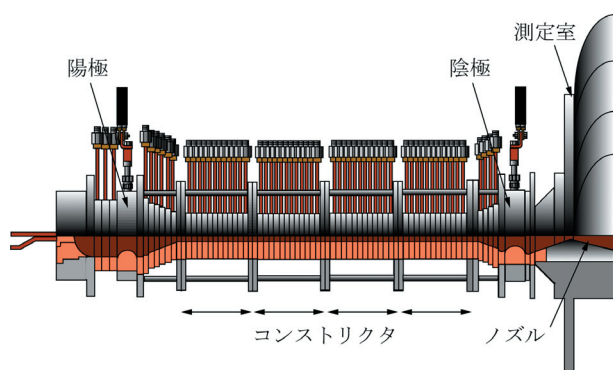


図 1 宇宙科学研究本部 1MW アーク風洞

られる。

著者等によるアブレータ加熱試験<sup>11)</sup>におけるアーク風洞作動条件を表 1 に示す。印加電流、試験気体流量はそれぞれ 400A, 0.013kg/s であり、ノズル出口から 130mm の位置に固定されたアブレータ供試体の表面温度、内部温度、内部熱分解ガス圧力を測定した。加熱時間は 30 秒であった。

## 3. 数値解析手法

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解析するために、3つの計算領域を設ける。すなわち (1) 上流電極から測定室までのアーク風洞内部流れの解析、(2) アブレータ供試体周りの衝撃層流れ場解析、(3) アブレー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。

### 3.1 アーク風洞試験気流の熱化学状態の決定

宇宙科学研究本部 1MW アーク風洞の試験気流の熱化学状態を決定するために、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<sup>7) 8)</sup>、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<sup>9)</sup>。それぞれの解析に用いた計算格子の例を図 2 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

表 1 アーク風洞作動条件

印加電流, A	400
試験気体流量, kg/s	0.013
ノズル出口からの距離, cm	130
試験気体	空気
加熱時間, s	30

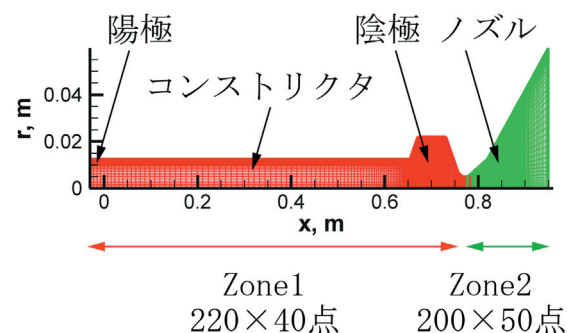


図 2 アーク風洞試験気流を解析する計算格子

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．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まれており，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．

### 3.2 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<sup>5)</sup>．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>14) 15)</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．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<sup>16)</sup>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ている．流入境界条件には解析によって求められたアーク風洞気流条件を用いた．壁面温度や熱分解ガスの噴出量といった壁面境界条件には SCMA2 コードとの連成によって得られた値を用いたが，これについては後述する．

本研究ではアブレータ炭化層表面で生じる化学反応として，酸化反応 ( $C(s) + O \rightarrow CO$ )，窒化反応 ( $C(s) + N \rightarrow CN$ )，昇華反応 ( $C(s) \rightarrow C_3$ )，触媒性再結合反応 ( $O + O \rightarrow O_2$ ,  $N + N \rightarrow N_2$ ) を考慮する．気体分子運動論より，アブレータ表面における反応速度は以下の式で与えられる．

$$k_i = \frac{\alpha_i}{4} \sqrt{\frac{8RT}{\pi M_i}} \quad (1)$$

したがって酸化反応と窒化反応によって生成される CO

及び CN の質量流束はそれぞれ，

$$J_{CO} = \frac{M_{CO}}{M_O} \rho_O \frac{\alpha_{oxi}}{4} \sqrt{\frac{8RT}{\pi M_O}} \quad (2)$$

$$J_{CN} = \frac{M_{CN}}{M_O} \rho_N \frac{\alpha_{nit}}{4} \sqrt{\frac{8RT}{\pi M_N}} \quad (3)$$

で求められる．酸化反応の反応確率は従来用いられている以下のアレニウス型の式で与える．

$$\alpha_{oxi} = 0.63 \exp\left(-\frac{1160}{T}\right) \quad (4)$$

窒化反応の反応確率は，近年衝撃波管を用いた実験で Park 等によって測定された以下の値を用いる<sup>17)</sup>．

$$\alpha_{nit} = 0.3 \quad (5)$$

昇華反応によって生成される  $C_3$  の質量流束は以下の Hertz-Knudsen-Langmuir の式<sup>18)</sup>で与えた．

$$J_{C_3} = \frac{\alpha_{sub} \cdot \max(p_{e,C_3} - p_{C_3})}{\sqrt{2\pi RT/M_{C_3}}} \quad (6)$$

その際に用いた昇華圧及び昇華確率は以下の通りある．

$$p_{e,C_3} = 9100.0 \times 10^{15} T^{-1.5} \exp\left(-\frac{97597.0}{T}\right) \times 133.322 \quad \text{Pa} \quad (7)$$

$$\alpha_{sub} = 0.023 \quad (8)$$

触媒性再結合反応に関しては未だ触媒効率が解明されていないため，本研究では非触媒壁と完全触媒壁の両者を取り扱う．その触媒効率はそれぞれ以下のように表される．

非触媒壁：

$$\alpha_{c\_O} = 0 \quad (9)$$

$$\alpha_{c\_N} = 0 \quad (10)$$

完全触媒壁：

$$\alpha_{c\_O} = 1 - \alpha_{oxi} \quad (11)$$

$$\alpha_{c\_N} = 1 - \alpha_{nit} \quad (12)$$

式 (11) は，壁面において酸化反応と再結合反応に消費される酸素原子の総量が，壁面に到達する酸素原子の総量を越えてはならないことを意味する．窒素原子に関する式 (12) についても同様である．

酸化反応及び窒化反応に関する反応確率は非常に滑らかな表面をもつ材料を用いて測定された．これに比べてアブレータ表面は粗く，炭素繊維の編み込みによる起伏が存在する．仮に繊維と繊維の谷間に酸素または窒素原子が入り込んだならば，再び境界層中に戻るまでに炭素壁面の他の場所と複数回の衝突を繰り返すことが予想される．この場合一度の衝突による反応確率が小さくても，複数回衝突するならば全く反応しないで境界層に戻る確率は非常に小さくなるであろう．すなわち，表面粗さは反応確率を増大させる効果を持つと考えられる<sup>19)</sup>．どの程度反応確率を増大させるかを評価するには実際に表面

粗さを定量化する必要があるが、本研究では表面粗さを考慮するモデルとして簡単のために以下の極限的な反応確率を用いた。

$$\alpha_{oxi} = 1 \quad (13)$$

$$\alpha_{nit} = 1 \quad (14)$$

この場合触媒性再結合の触媒効率は酸素原子及び窒素原子ともに 0 である。つまり本研究における表面粗さを考慮したモデルは、反応確率が増大した非触媒壁と考えることができる。この効果について後に議論する。

### 3.3 アブレータ供試体内部熱応答解析

アブレータの熱応答解析にはこれまで著者等によって開発されてきた SCMA2 コードを用いた<sup>6)</sup>。しかしながら供試体周りの流れ場解析との連成を行うにあたって、SCMA2 コード内の熱分解ガスの運動解析には膨大な計算時間を要する。そこで熱分解ガスの取り扱いが必要になるアブレータ内部ガス圧力等の評価については別の文献にて行うものとし、本報告では連成解析に大きな影響を与えない熱分解ガスの取り扱いを省略する。それにより解くべき支配方程式は積分形で以下のように書ける。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{Q} d\Omega + \int_{\Omega} \mathbf{F}_j dS = \int_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega \quad (15)$$

$$\mathbf{Q} = \begin{pmatrix} \rho_r \\ \rho_r e_r + \rho_c e_c \end{pmatrix}, \quad \mathbf{F}_j = \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{m}_g e_g - \kappa_j \partial T / \partial x_j \end{pmatrix}, \quad \mathbf{W} = \begin{pmatrix} -R \\ 0 \end{pmatrix} \quad (16)$$

アブレータは樹脂と炭化層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。

$$\rho_s = \rho_r + \rho_c, \quad (\rho_c = \text{const.}) \quad (17)$$

$$e_r = H_{0r} + \int c_{pr}(T) dT \quad (18)$$

$$e_c = H_{0c} + \int c_{pc}(T) dT \quad (19)$$

アブレータ内部の熱分解ガスの運動に関しては準一次元で近似し、更に定常状態にあると仮定する。それにより熱分解ガスの質量流束は以下の式を用いて計算される。

$$\dot{m}_g(\eta_x) = \frac{1}{A} \int_0^{\eta_x} R A d\eta \quad (20)$$

温度上昇に伴う樹脂の熔融速度（熱分解ガス発生速度  $R$ ）は別に行われた Thermo-gravimetry 試験データをカーブフィットすることにより以下の式で与えられる。

$$R = \sum_{k=1}^N f_k A_k \exp\left(-\frac{B_k}{T}\right) (\rho_v - \rho_c) \left(\frac{\rho_s - \rho_c}{\rho_v - \rho_c}\right)^{\mu_k} \quad (21)$$

アブレータの熱伝導率については母材と炭化層の熱伝導率を別々に測定し、以下の式で表されるブリッジングを行うことで求めた。

$$\rho_s \kappa = (1 - \omega) \rho_c \kappa_c(T) + \omega \rho_v \kappa_v(T) \quad (22)$$

ただし、 $\omega = (\rho_s - \rho_c) / (\rho_v - \rho_c)$  である。また比熱については比較的低温のときは温度に比例して増加し ( $c_p \approx c_1 T$ )、高温ではほぼ一定 ( $c_p = c_\infty$ ) になる<sup>20)</sup>ことから以下の式で与えた。

$$c_p = c_\infty \left[ T / \sqrt{T^2 + (c_\infty / c_1)^2} \right] \quad (23)$$

### 3.4 連成手法

SCMA2 コードを用いてアブレータの熱応答を解析するには各時刻における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コードと SCMA2 コード間の連成によって決定する。なお計算時間を短縮するため、30 秒間の加熱を再現する連成ポイントを  $t=1, 3, 5, 10, 15, 20, 25, 30$ s の 8 つに限定した。

流れ場解析コードではある時刻における熱流束と表面圧力、更に (2), (3), (6) 式で与えられる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輻射による熱輸送を考慮し、以下の式で与えられる。

$$q_{net} = \left( \kappa \frac{\partial T}{\partial n} \right) + \left( \kappa_{vib} \frac{\partial T_{vib}}{\partial n} \right) + \left( \sum_s \rho D_s \frac{\partial c_s}{\partial n} H_s \right) + q_r - \epsilon \sigma T^4 \quad (24)$$

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 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があり以下の式で与えられる。

$$\begin{aligned} \dot{m} &= \dot{m}_g + \dot{m}_c \\ &= \dot{m}_g + J_{CO} + J_{CN} + J_{C_3} \end{aligned} \quad (25)$$

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 3 に示す。アブレータ供試体周りの流れ場については Zone 3 で計算を行い、Zone 4, Zone 5 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形状の変化を表現するために、Zone 3 と Zone 4 では格子の再生成を行う。単



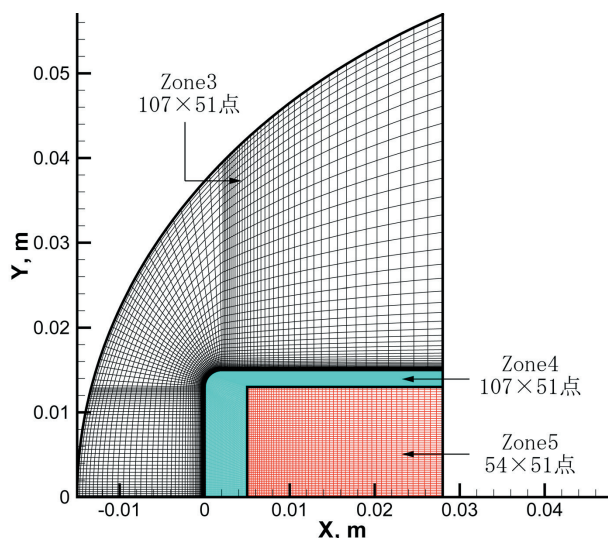


図3 アブレータ周りの流れ場解析とアブレータ熱応答解析に用いる計算格子

位時間単位面積当たりのアブレータ表面損耗量は式(2), (3), (6)を用いて以下のように与える.

$$r = \frac{1}{\rho_c} \left\{ \left( \frac{M_c}{M_{co}} \right) J_{co} + \left( \frac{M_c}{M_{cn}} \right) J_{cn} + \left( \frac{M_c}{M_{cs}} \right) J_{cs} \right\} \quad (26)$$

したがってある時刻  $t$  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.

$$S = \int_0^t r dt \quad (27)$$

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.

本研究では衝撃層流れ場解析コードは OpenMP を用いた並列化が行われた. 収束解を得るために必要な約 60000 ステップの計算を行うのに必要な計算時間は, JAXA NS III システムの 4CPU を用いた場合で 1 時間程度である. SCMA2 コードを用いた熱応答解析の計算時間はどの時刻まで解析するかによって変化するが, アーク風洞加熱試験における試験時間 30 秒を再現する場合で約 2 時間である.

## 4. 結果と考察

### 4.1 アブレータ表面における初期加熱率分布と冷温壁加熱率

連成解析を実施するにあたり, まず時刻  $t=0s$  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. 壁面触媒性に関しては, 非触媒, 完全触媒の 2 つを仮定した. 得られた熱流束分布を図 4 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

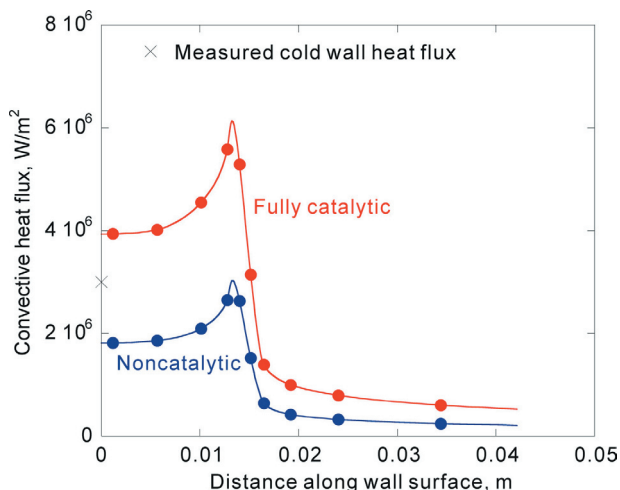


図4 アブレータ供試体表面に沿った初期加熱率分布とよどみ点冷温壁加熱率

表2 アーク風洞試験気流の熱化学状態

	測定値	計算値
気流密度, kg/m³		2.122x10 <sup>-4</sup>
気流速度, m/s		4956
並進-回転温度, K		562.0
振動-電子励起温度, K		3377.0
化学種質量分率		
N		0.24688
O		0.23286
N <sub>2</sub>		0.52014
O <sub>2</sub>		0.00001
NO		0.00011
中心線上エンタルピー, MJ/kg	22.7	25.2
質量平均エンタルピー, MJ/kg	15±10%	17.4
加熱率, MW/m²	3	3.9 (完全触媒) 1.8 (非触媒)
ピトー圧, atm	0.055	0.050

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. アブレータ表面の触媒性に関しては現在よくわかっていないので, 本研究ではこれらの完全触媒条件を仮定した解析と非触媒条件を仮定した解析の両方を行う.

図 4 にはガードンゲージを用いて測定されたよどみ点における冷温壁加熱率も示されている. 本研究では連成解析手法による解析結果と比較するため, 従来用いられてきた 1 次元 SCMA コードによる解析も行う. SCMA コードを用いた解析では流れ場との連成は行わず, 冷温壁加熱率の値を用いたエネルギーバランス法によって境界条件を決定する.

### 4.2 アーク風洞気流の熱化学状態

解析によって得られたアーク風洞試験気流条件を表 2 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



表 3 各計算領域における格子点数

	標準格子	詳細格子
Zone3	107×51	217×101
Zone4	107×51	217×101
Zone5	54×54	109×109

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ラ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 25% 低く、また非触媒壁を仮定した解析結果よりも約 50% 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の値はわかっていない。また冷温壁加熱率から Zoby 等の方法<sup>20)</sup>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 22.7MJ/kg であり、この値は数値解析によって求められた値 (25.2MJ/kg) を約 10% 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、解析したエンタルピが実験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。

#### 4.3 加熱試験環境下におけるアブレータ供試体の熱応答

表 1 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 30 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  $t=50s$  まで解析を行った。解析には表 3 で示されるように格子点数の異なる 2 種類の格子系を用いたが、両者の間で優位な差は見られなかったためここでは標準格子を用いた解析結果のみを示す。

非触媒壁条件を仮定した場合の解析について、代表的な時刻  $t=0, 10, 30, 50s$  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 5(a)~(d) 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おり、ここでは省略する。図 5 の (a) と (b) を比較すると、加熱により温度上昇に伴い樹脂が熔融し、アブレータ表面近傍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 5(c) と加熱終了から 20 秒経過した図 5(d) を比較すると、アブレータ表面では輻射冷却

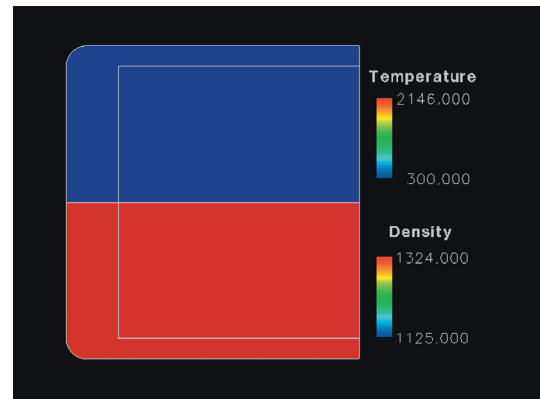
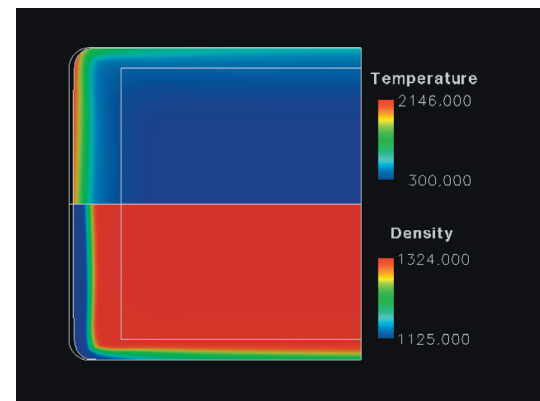
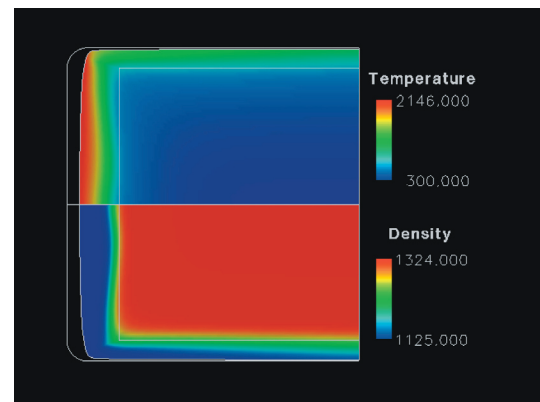
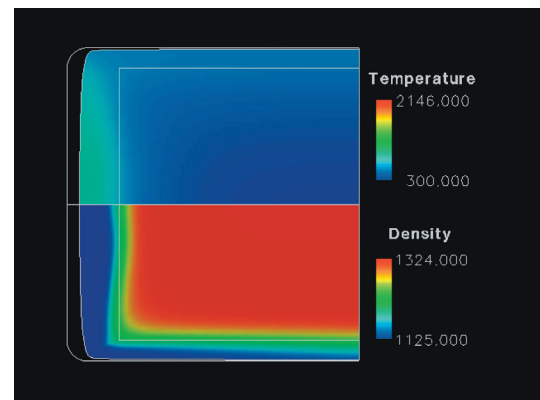
(a) 時刻  $t=0s$ (b) 時刻  $t=10s$ (c) 時刻  $t=30s$ (d) 時刻  $t=50s$ 

図 5 アーク風洞気流中におけるアブレータ供試体の温度分布 (上) と密度分布 (下)

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、密度分布で緑色で示される熱分解層が拡大している様子がわかる。

また図 5(a) から (c) まですを通して、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、形状が変化していく様子がわかる。残念ながら実際の加熱試験ではアブレータ供試体の熱膨張が激しいため、表面損耗量や形状変化のデータは得られていない。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。

#### 4.4 表面反応モデルが表面温度と損耗量に与える影響

図 6 に時刻  $t=1, 30, 50$  s におけるアブレータ供試体表面に沿った温度分布を示す。図には完全触媒壁、非触媒壁、表面粗さを考慮した場合の 3 つについて示すが、表面粗さについては後ほど議論する。時刻  $t=1$  s では完全触媒壁、非触媒壁ともに供試体よどみ点に比べて肩部の方が 20% 程温度が高いが、これは図 4 の加熱率分布にも示されるように加熱初期においては角ばった肩部における加熱率がよどみ点に比べて高いことが原因である。その後図 5 に示されるように加熱によってアブレータ供試体の表面形状が変化することで、時刻  $t=30$  s における加熱面の温度分布はほぼ平坦になっている。更に時刻  $t=50$  s では前述した通り、加熱終了後の輻射冷却により表面温度は低下している。また全ての時刻において完全触媒壁を仮定した表面温度は非触媒壁を仮定したものよりも高くなっているが、これは完全触媒壁を仮定することによって発熱を伴う原子の再結合反応が促進されて加熱率が高くなったためである。

時刻  $t=30$  s におけるアブレータ供試体の表面形状を図 7 に示す。図には完全触媒壁、非触媒壁、表面粗さを考

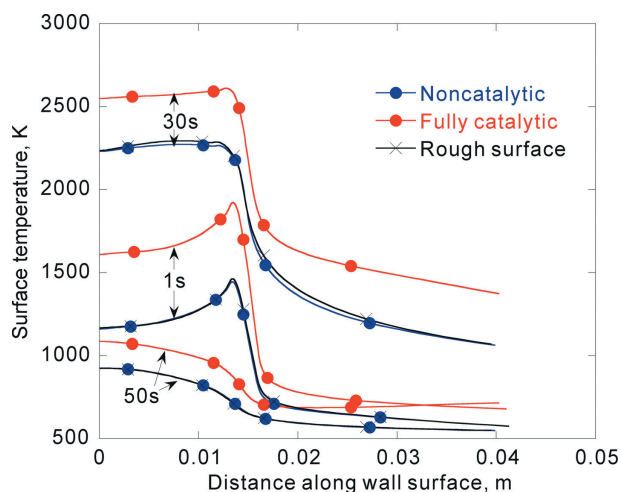


図 6 時刻  $t=1, 30, 50$  s におけるアブレータ供試体の表面温度分布

慮した場合に加えて、連成解析を行わずに時刻  $t=0$  s の加熱率分布を 30 秒間与えて熱応答解析を行った場合の合計 4 つについて示すが、表面粗さと連成解析を行わなかった場合については後ほど議論する。図によると、よどみ点における 30 秒間の損耗量は完全触媒壁の場合は約 0.5 mm であり、図 6 で示されているようにより温度が低い非触媒壁の場合に比べて約 50% も少ない。

図 7 で見られた表面温度と損耗量の関係を理解するために、本連成解析とは別に壁面温度を固定したアブレータ供試体周りの流れ場解析を実施した。ここではアブレータからの熱分解ガスの噴出による影響と切り分けるために、壁面温度を 1500 から 3600 K まで変化させた場合の損耗反応（酸化、窒化、昇華反応）によるガスの発生量を調べる。図 8 によどみ点において単位面積あたりに各温度で発生するガスの質量流量を示す。比較のため図中には過去 Metzger によって提案された関係式<sup>20)</sup>も示してある。Metzger によると、温度の上昇に伴って反

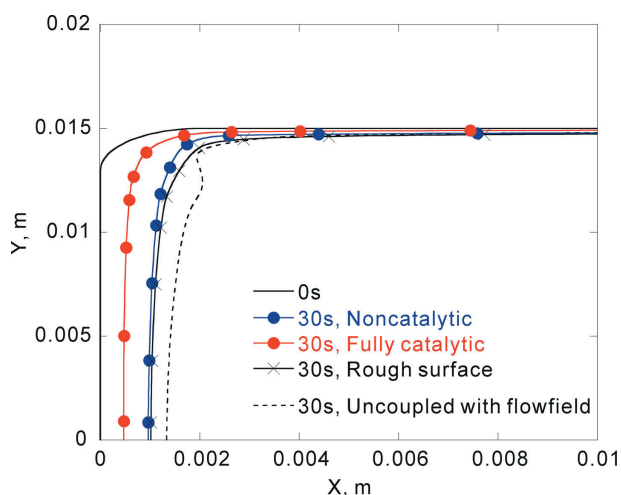


図 7 時刻  $t=30$  s におけるアブレータ供試体形状

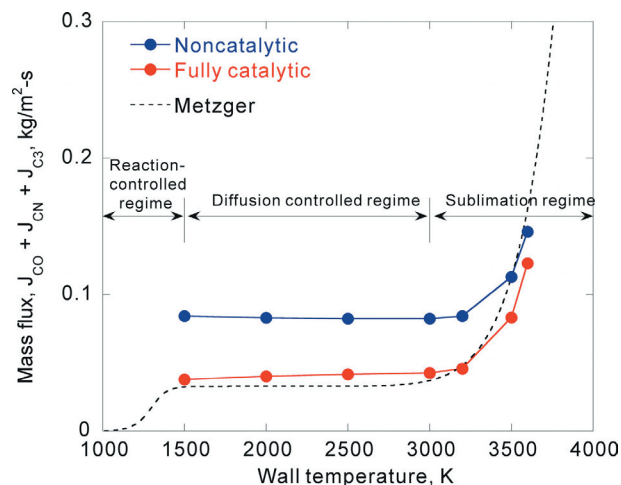


図 8 酸化、窒化、昇華反応生成物の質量流量

応が生じる反応律速領域、温度に関わらず一定の反応しか起こらない拡散律速領域、昇華領域の3つに分けられる。それに従うと本解析結果のうち1500から3000Kまでは拡散律速領域に属し、3000K以上を昇華領域と分けることができる。本図によると拡散律速領域においては完全触媒壁を仮定したガス発生量は非触媒壁を仮定したものに比べて約50%小さいものの、昇華領域ではその差は小さくなっている。これは以下のように説明できる。まず拡散律速領域における損耗反応によるガスの発生量は式(2)、(3)より境界層中の酸素原子と窒素原子の量に支配される。完全触媒壁を仮定するとこれら原子種は壁面で再結合するため、非触媒壁に比べて壁面に到達する酸素原子、窒素原子の量は小さくなる。従って完全触媒を仮定した場合は非触媒壁を仮定した場合に比べて壁面で損耗反応に消費される酸素原子、窒素原子の量が少なくなるため、損耗反応によるガスの発生量が小さくなる。一方昇華領域においては式(6)に示されるように、発生量は原子種の密度に依存せずほぼ温度のみの関数であることから、触媒性モデルの違いによる差異は小さくなると推察できる。

図9に連成解析の時刻 $t=30s$ における供試体よどみ流線に沿った化学種の質量分率を示す。図によると完全触媒壁を仮定した場合は非触媒壁を仮定した場合に比べて壁面に到達する酸素原子、窒素原子の量が少なくなることがわかる。これは前述した通り触媒性再結合反応が生じたためである。結果として完全触媒壁を仮定することによって損耗反応に消費される酸素原子、窒素原子の量が小さくなり、図7に見られるように損耗量が小さくなったと考えられる。

アブレータ表面の粗さを考慮した場合の時刻 $t=30s$ における表面温度と損耗量をそれぞれ図6と図7に示す。数値解析手法3.2でも説明した通り、表面粗さを考慮したモデルでは非触媒壁条件に比べて発熱と損耗を

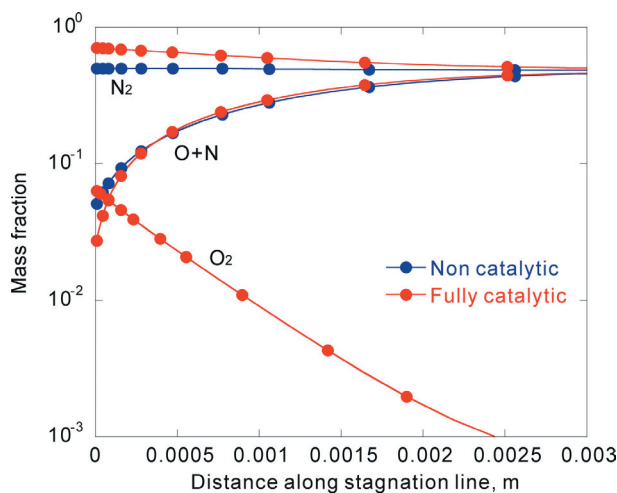


図9 よどみ流線に沿った化学種の質量分率

伴う酸化反応と窒化反応が促進されている。その結果時刻 $t=30s$ における表面温度は非触媒壁に比べてわずかに高くまた表面損耗量もやや増加しているものの差異は大きくなく、本加熱試験条件における表面粗さの影響はあまり大きくないといえる。本加熱試験における気流条件は表1に示される通り酸素分子はほぼ解離しているものの、窒素分子に関してはその大部分が分子として存在している。その結果壁面に到達する原子の数があまり多くなく、例えば反応を促進させたとしてもその影響がなかったことが考えられる。しかしながら実際の大気圏突入カプセルの飛行環境では衝撃層温度が10000Kを超えるため、全ての分子種が解離し得る。結果として壁面に到達する原子種が増加し、表面温度や損耗量が更に増加することが考えられる。これに関しては今後投入電力をはじめとするアーク風洞運転条件を変更して気流中の原子密度を増やした加熱試験を行い、表面粗さが与える影響を詳細に検証する必要があるであろう。

連成解析を行わなかった場合の時刻 $t=30s$ におけるアブレータ供試体の表面形状を図7に示す。この解析では図4に示される時刻 $t=0s$ の加熱率分布を30秒間の境界条件としてSCMA2コードに与えた。そのため刻々と変化する流れ場による影響を無視した解析例である。図によると、他の解析結果に比べてアブレータ供試体肩部がなみうち、通常の加熱試験後には見られないような不自然な形に変形しているのがわかる。これは本来変化するはずの加熱率分布が不自然に固定されたために生じた結果であり、アブレータの熱応答を高精度に評価するためにはアブレーションを伴う空力加熱環境流れ場解析と連成することが必要であることを端的に示している。

#### 4.5 よどみ点における諸量

このサブセクションではアブレータの熱応答の時間変化について詳細に調べるために、特によどみ点に焦点を絞って議論を進める。まず式(25)で定義されるよどみ点における正味加熱率の時間履歴を図10に示す。図には完全触媒壁、非触媒壁を考慮した連成解析による結果と、1次元SCMAコードを用いた結果を示すがSCMAコードの結果については後に述べる。図より表面における輻射や熱分解ガス噴出による対流遮蔽効果により、正味加熱率は加熱開始から単調に減少している。図4でも示した通り時刻 $t=0s$ における完全触媒壁の加熱率は非触媒壁の約2倍である。しかしながら完全触媒壁を仮定した加熱率はその後非触媒壁の加熱率に近づいていく。これは壁面温度の上昇に伴い式(4)で与えられる酸化反応確率が増加していくためである。その結果式(12)で示されるように酸素原子の触媒効率が低下し、加熱率が低くなる。



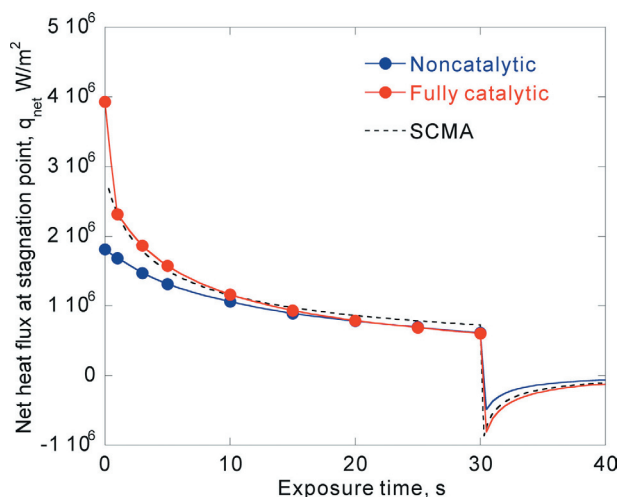


図 10 アブレータ供試体よどみ点における正味加熱率履歴

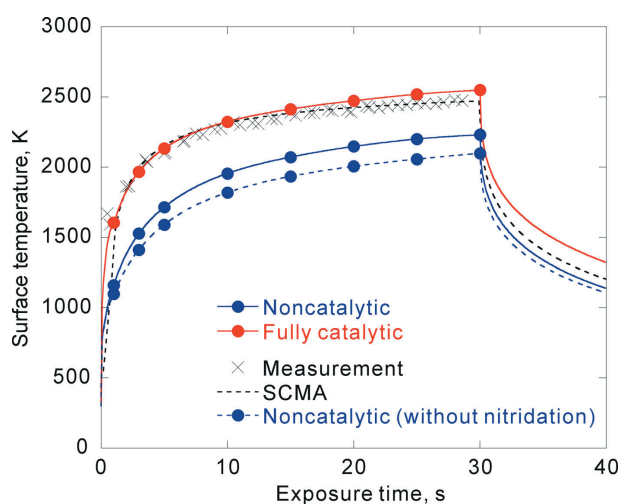
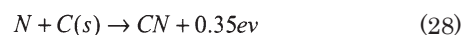


図 11 アブレータ供試体よどみ点における表面温度履歴

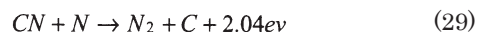
アブレータよどみ点における表面温度履歴を図 11 に示す。図には完全触媒壁、非触媒壁を考慮した連成解析による結果、SCMA コードによる結果、試験で得られた表面温度を示す。加熱試験では表面温度は放射温度計を用いて測定され、その測定誤差は 5% 以下である。図によると、完全触媒壁を仮定した場合は非触媒壁に比べて表面温度が高い。これは図 10 で示したように完全触媒壁の方が加熱中における正味加熱率が大きいためである。また完全触媒壁を仮定した場合は測定値を上回り、非触媒壁を仮定した場合は測定値を下回った。この結果はある有限の触媒効率を仮定することによって、本連成解析で測定値を再現することが可能であることを示している。著者等の経験では、小さな触媒効率 (~0.1) でもその加熱率は完全触媒壁の解に近くなることから、小さな触媒効率を用いることで加熱試験で得られた温度データを再現できると思われる。

図 10 と図 11 では 1 次元 SCMA コードを用いた場合の結果も合わせて示している。SCMA コードでは連成解析は行わず、Potts によって提案されたエネルギーバランスの関係式を解くことにより正味加熱率を求め、アブレータ供試体の中心軸に沿った熱応答を 1 次元で解いている。本研究において SCMA コードを用いた解は本連成解析の結果や加熱試験データと定性的にも定量的にもよく一致しており、アブレータよどみ点の解析には十分な精度で解を与えることを示している。今後は様々な試験データとの比較を通じたコードの検証を行うことで、アブレータ熱応答評価の簡易コードとして確立されることが期待される。

図 11 には非触媒壁を仮定した場合について窒化反応を考慮しない場合の表面温度履歴も示している。それによると窒化反応を考慮した場合は考慮しない場合に比べて約 100K も温度が高くなり、測定温度に近づいている。この大きな温度上昇は以下のように説明できる。まず窒化反応自体による発熱は以下のように大きくない。



しかしながら窒化によって発生した CN は気相で以下のような発熱を伴う交換反応を起こす。



この交換反応の反応速度は比較的早いいため本加熱試験の気流密度ではすぐに平衡に達するが、これは図 9 に示されるように N<sub>2</sub> の質量分率が壁面でも高いままであることから確認できる。したがってこの二つの反応による合計発熱量は酸化反応によるものに匹敵するため、温度が大きく上昇したと思われる。



アブレータ供試体よどみ点における損耗量の時間履歴を図 12 に示す。図には完全触媒壁、非触媒壁を考慮した連成解析による結果と SCMA コードによる結果を示

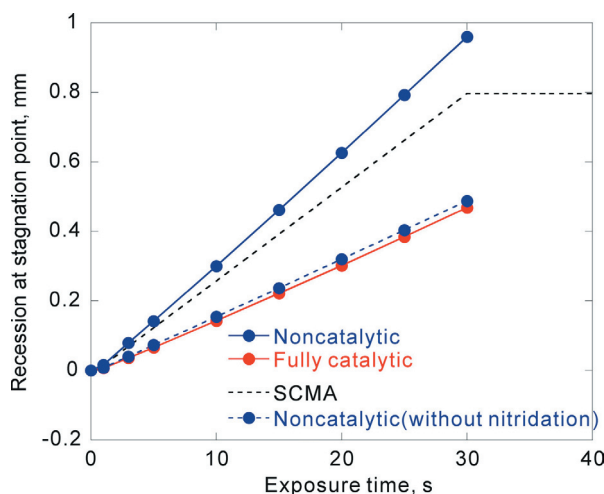


図 12 アブレータ供試体よどみ点における表面損耗履歴

す。図に示されているように、アブレータ表面はその温度によらずほぼ時間に比例して後退していく。これは以下のように説明できる。まず図 11 よりアブレータの表面温度は完全触媒壁、非触媒壁ともに 1500K から 2500K の範囲である。この温度領域は図 8 からわかるように拡散律速領域にあり、その損耗速度は温度によらず一定である。それにより時間に比例して損耗したと推察できる。

図 12 によると完全触媒壁を考慮した場合の損耗量は非触媒壁を考慮した場合に比べて小さい。これは図 7 において説明した通り、完全触媒壁を考慮した場合の壁面に到達する酸素原子と窒素原子の量が非触媒壁に比べてすくなくなるためである。また SCMA コードによる表面損耗は、連成解析による完全触媒壁の損耗量と非触媒壁の損耗量の間にある。これは図 11 に示した温度履歴でも同様の傾向が見られている。しかしながら窒化反応を考慮しない場合の損耗量は SCMA コードによる表面損耗量よりも小さい。これは窒化反応を考慮しなければどのような触媒性を仮定しても SCMA コードによる解とは一致しなくなることを示している。このように窒化反応を考慮することによるインパクトは非常に大きいと考えられるため、その反応確率を詳細にモデル化する必要がある。

## 5. 結論

本研究ではアブレータ熱防御システムの信頼性向上のため、アーク風洞加熱試験環境下におけるアブレータ供試体の熱応答を評価する解析手法を開発した。本解析手法では、アブレータの熱応答はアーク風洞気流条件を用いたアブレータ供試体周りの流れ場と連成することにより求めた。アーク風洞気流条件はアーク風洞作動条件を用いてアーク加熱器内部の流れ場とノズルの膨張流れ場を解くことにより求めた。またアブレータの熱応答を詳細に解析することを目的として、触媒性再結合反応や窒化反応に加えてアブレータの表面粗さをモデル化し、本連成解析手法に導入した。

開発された解析手法を用いて、宇宙科学研究本部におけるアーク加熱風洞の気流中に置かれたアブレータ供試体の熱応答を解析した。連成解析を行うことで加熱中の供試体の熱伝導や試験後の形状変化を得ることができた。一方で連成解析を行わなければ形状変化を捉えることができないことが確認された。また触媒性モデルの違いによる影響が大きいことがわかった。特に完全触媒壁を仮定した解析では非触媒壁に比べて温度が高くなる一方、損耗量は低くなった。更に窒化反応による熱応答への影響が大きいことが判明した。これに関して今後は窒化反応確率の詳細なモデル化を行い、解析手法を更に高

精度化する必要がある。また今回の加熱条件ではアブレータの表面粗さによる影響は少ないことがわかった。しかしながらアーク風洞気流中の原子の量や表面温度によっては表面粗さによる影響が顕在化する可能性がある。これに関しては様々な風洞運転条件を用いて加熱試験を行うなど、今後十分検証する必要があるであろう。

## 謝辞

本研究は、文部科学省科学研究費補助金若手研究 (B) No.18760613「アブレーション熱防御システムの高信頼設計手法の開発」の助成を受けて実施された。

## 参考文献

- 1) Working Group of Asteroid Sample Return Mission, "A Program of Exploring an Asteroid (MUSES-C), The Proposal," Institute of Space and Astronautical Science, Kanagawa, Japan, March 1995.
- 2) Institute for Unmanned Space Experiment Free Flyer, "Unmanned Space Experiment Recovery System," URL: [http://www.usef.or.jp/English/f3\\_project/users/f3\\_users.html](http://www.usef.or.jp/English/f3_project/users/f3_users.html) [cited 12 March 2006].
- 3) Ahn, H.-K., Park, C., and Sawada, K., "Response of Heatshield Material at Stagnation Point of Pioneer-Venus Probe," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 16, No. 3, 2002, pp. 432-439.
- 4) Moyer, C. B., and Rindal, R. A., "An Analysis of the Coupled Chemically Reacting Boundary Layer and Charring Ablator, Part II, Finite Difference Solution for the In-Depth Response of Charring Materials Considering Surface Chemical and Energy Balances," NASA CR-1061, June 1968.
- 5) Suzuki, T., Furudate, M., and Sawada, K., "Unified Calculation of Hypersonic Flowfield for a Reentry Vehicle," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 16, No. 1, 2002, pp. 94-100.
- 6) Suzuki, T., Sawada, K., Yamada, T., and Inatani, Y., "Thermal Response of Ablative Test Piece in Arc-Heated Wind Tunnel," AIAA Paper 2004-0341, 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibits, 5-8 January 2004, Reno, NV.
- 7) 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.
- 8) Sakai, T., "Computational Simulation of High Enthalpy Arc Heater Flows," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 12, No. 1, 2007, pp. 77-85.
- 9) 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. 12, No. 1, 2007, pp. 249-251.
- 10) Potts, R. L., "Hybrid Integral/Quasi-Steady Solution of Charring Ablation," AIAA Paper 90-1677, AIAA/ASME 5th Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, 18-20 June 1990, Seattle, WA.
- 11) Suzuki, T., Sawada, K., Yamada, T., and Inatani, Y., "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.
- 12) Hinada, M., Inatani, Y., Yamada, T., and Hiraki, K., "An Arc-Heated High Enthalpy Test Facility for Thermal Protection Studies," Institute of Space and Astronautical Science, Sagamihara, Japan, Rept. 664, March 1996.
- 13) Yamada, T., and Inatani, Y., "Arc Heating Facility and Test Technique for Planetary Entry Missions," Institute of Space and Astronautical Science, Sagamihara, Japan, Rept. SP17, March 2003.
- 14) Park, C., "Review of Chemical-Kinetic Problems of Future NASA Missions. I: Earth Entries," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 7, No. 3, 1993, pp. 385-398.
- 15) Park, C., Jaffe, R. L., and Partridge, H., "Chemical-Kinetic Parameters of Hyperbolic Earth Entry," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 15, No. 1, 2001, pp. 76-90.
- 16) Wada, Y., and Liu, M. S., "A Flux Splitting Scheme with High Resolution and Robustness for Discontinuities," AIAA Paper 94-0083, Jan. 1994.
- 17) Park, C., and Bogdanoff, D. W., "Shock-Tube Measurement of Nitridation Coefficient of Solid Carbon," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 20, No. 3, 2006, pp. 487-492.
- 18) Blottner, F. G., "Prediction of Electron Density in the Boundary Layer on Entry Vehicles with Ablation," NASA SP-252, 1970, pp. 219-240.
- 19) Park, C., *Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics*, John Wiley and Sons Inc., New York, 1989.
- 20) Potts, R. L., "Application of Integral Methods to Ablation Charring Erosion, A Review," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 32, No. 2, 1995, pp. 200-209.
- 21) Zoby, E. V., "Empirical Stagnation-Point Heat-Transfer Relation in Several Gas Mixtures at High Enthalpy Levels," NASA TN D-4799, Oct. 1968.
- 22) 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. 3, 1967, pp. 451-460.



宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-024

---

発行 平成 19年 3月 30日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 弘久写真工業(株)

---

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL: 029-868-2079 FAX: 029-868-2956

---

© 2007 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。

