

アブレーション解析コードと飛行後解析

加藤純郎¹・奥山圭一¹・山田哲哉²

Validation and Post-Flight Analysis of the Ablation Analysis Code

By

Sumio KATO¹, Keiichi OKUYAMA¹, Tetsuya YAMADA²

Abstract : A computer code for charring ablation and thermal response analysis has been developed for simulation of one-dimensional transient thermal behavior of multi-layer stack of isotropic charring ablation materials used for re-entry capsules. A mathematical model of charring ablation including governing equations is summarized. Analytical solutions of several thermal response problems with or without ablation agreed very well with numerical results that are obtained with the charring ablation analysis code. Arc-heated tests of CFRP ablator models were carried out and measured results including temperature response data were compared with the simulation results of the ablation analysis code. The test results and the simulation results agreed very well. Measurements of the successfully recovered USERS/REV ablator were carried out. The measured results of the in-depth temperature history in the ablator, the char depth, the surface recession, etc. agreed well with the simulation results using the ablation analysis code. These results show that the ablation analysis code based on the present mathematical model are available for the thermal response prediction of CFRP ablator used in the re-entry capsules such as USERS/REV.

1. はじめに

地球周回軌道や小惑星等の高エネルギー軌道からサンプル・機器を地球に持ち帰るための回収カプセルは大気圏突入時に厳しい熱環境にさらされるため、カプセルの高加熱率環境から守るための熱防御構造が必要である。これらの熱防御構造材料としてアブレータ材料が有力な候補であり、このうちCFRPやGFRP等の炭化アブレーション材料は信頼性が高く、広く使用されている[1]。例えば次世代型無人宇宙実験システムの回収カプセル (USERS/REV : Unmanned Space Experiment Recovery System / Recovery

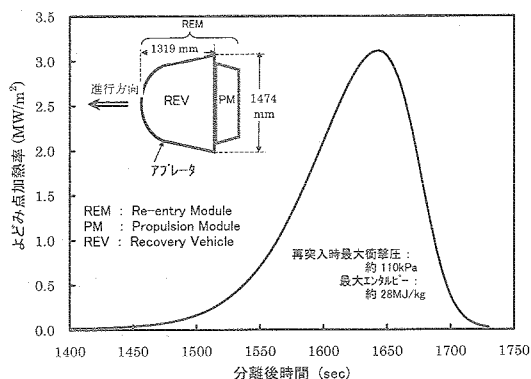


図1 USERS/REMの形状および再突入加熱条件

¹川崎重工業 (株) 航空宇宙カンパニー (KHI)

²宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA)

Vehicle) [2] は軌道上で母機 (SM: Service Module) から分離・減速され、推進モジュール (PM: Propulsion Module) を分離・破棄後に高度約120 Kmから大気圏に突入し地上に回収されるものであり、熱防御材料としてCFRPのアブレータ材を使用している[3]。USERS/REM (REM: Re-entry Module, REVとPMから構成される)の形状、再突入時の加熱率環境条件等を図1に示す。炭化アブレーション現象の概念[1], [4-10]を図2および以下に示す。

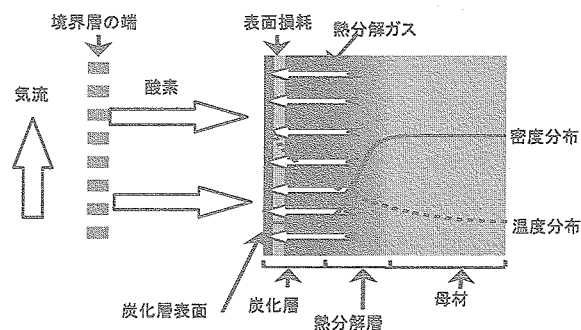


図2 アブレーション概念

下に示す。

- アブレータ表面が加熱されて高温になると内部の樹脂が熱分解反応(主に吸熱反応)を起こして炭化し、熱分解ガスを発生させる。炭化した樹脂は周辺の強化繊維等とともに多孔質の炭化層を形成し、熱分解ガスは炭化層を通過して表面から外部に噴出する。
- 熱分解ガスは炭化層を通過する際に炭化層から熱エネルギーを奪うとともに、表面からの噴出により外部から入る熱の一部をブロックする。
- 炭化層の表面は熱化学的プロセス(酸化, 昇華, 溶融, 蒸発)や力学的プロセス(破碎(Spallation))により損耗する。表面反応で生成したガスは、熱分解ガスと同様、その噴出により空力加熱の一部をブロックする。
- 高温の炭化層表面から輻射エネルギーが放出される。

ところで再突入カプセル用アブレータの軽量設計を行うためにはアブレータの耐熱特性データに基づいてアブレーション解析[1], [5-12]を行って再突入条件下におけるアブレータの内部温度、表面損耗、重量損耗等の耐熱性能を推定することが不可欠である。そこでUSERS/REV等の再突入回収カプセル用アブレータ材料の設計ツールとして供するため、炭化アブレーション材料のうち、耐熱性能の良好なCFRPアブレータを主な対象として差分法による一次元非定常アブレーション解析コードの開発を行った。

本論文では、まずアブレーション解析コードで使用する数学モデルの概要を示すと同時に、計算プログラムの動作確認を目的として、解析コードによる計算結果と非定常熱伝導および炭化アブレーションに関する解析解等を比較することにより、本解析コードの計算精度が良好であることを示す。また、USERS/REV熱防御系の開発の一環として実施したアーク加熱試験によるCFRP製アブレータサンプルの耐熱データ測定結果と解析結果を比較することにより、解析コード/数学モデル(アブレータの物理モデル)の妥当性に関する検討を行う。USERS/REV熱防御系の設計においては、一次元コードを組み合わせるALシエルの各隣接要素間の熱伝導を考慮した計算を行うツールも開発してこれを用いたが、その概要についても述べる。さらに、回収後のUSERS/REVアブレータに関し、温度計測結果、表面損耗、炭化層厚さ等のデータとアブレーション解析結果を比較することにより、本アブレーション解析コードの評価を行う。以上によりUSERS/REV等の回収カプセルの再突入時におけるアブレータの耐熱特性を推定するためのツールを得ることができたことを示す。最後にアブレーションコードに関わる今後の課題についてもまとめる。

2. 数学モデル^[12]

アブレーション解析コードで取り扱う炭化アブレーションの数学モデルについて、前提、基礎方程式、境界条件等を以下に示す。本数学モデルは、USERS/REVの熱防御材として使用したフェノリックカーボン(フェノール樹脂とカーボン繊維から構成されるCFRP)によるアブレータ材を主な対象とした。

2.1. アブレーション数学モデルの前提

- ① 一次元非定常アブレーション現象を扱う。
- ② 一層または多層アブレータを考える（ここで多層アブレータとは材料特性の異なる複数のアブレータ材が層状に配置されたものを示す）
- ③ アブレータ内部から発生した熱分解ガスはそこに留まることなくアブレータ表面に移動する。表面に移動する際、熱分解ガスの温度は周囲の炭化層の温度と等しい。
- ④ 分解ガスがアブレータ表面から噴出したあと外気流と化学反応しない。
- ⑤ ルイス数は1とする。したがって拡散によるエネルギー輸送と熱伝導によるエネルギー輸送の比は等しい。
- ⑥ アブレータの炭化層はすべて炭素とし、表面損耗は酸化および昇華によるものとする（炭素の溶融、蒸発はない）。また力学的な破碎 (Spallation) はないものとする（本モデルの主な対象であるフェノリックカーボンでは、加熱率が100MW/m²程度又はそれ以上になると破碎の影響がある[13]が、本論文では数MW/m²程度の加熱率を想定しており、このレベルの加熱率では破碎は無いものとした。なお、破碎は無いものとしたモデルが妥当であることはアーク加熱試験[4章参照]で確認している。）

2.2 基本方程式

アブレータの炭化アブレーションに関する基本方程式は良く知られている[1],[5-11]。本解析コードで使用した基礎方程式のうち、アブレータ内部のエネルギー保存式を以下の(1a)、(1b)式に示す。

$$\rho c \left(\frac{\partial T}{\partial t} \right)_y = \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right)_t + (h_g - \bar{h}) \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} \right)_y + \dot{m}_g c_g \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_t \quad (1a)$$

$$\rho c \left(\frac{\partial T}{\partial t} \right)_x = \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right)_t + (h_g - \bar{h}) \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} \right)_y + \dot{S} \rho c \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)_t + \dot{m}_g c_g \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)_t \quad (1b)$$

(1a)および(1b)式は温度分布Tをそれぞれ固定座標系 y（原点は加熱前のアブレータ表面に固定）および移動座標系 x（原点は損耗を受けるアブレータ表面に一致して移動する）で表現したものである（図3参照）。表面損耗による表面後退を生じる第1層目は移動座標による(1b)式を、第2層目以降は静止座標による(1a)式を使用する。(1a)および(1b)式における右辺第2項の ρ に関するtによる偏微分は、反応速度に関する(11)式をそのまま使用できるよう、どちらもy座標を一定とした式 $(\partial \rho / \partial t)_y$ を用いた。アブレータ内部の(1a)式の左辺はエネルギーの蓄積率、右辺第1項は熱伝導によるエネルギーの流入率、第2項は熱分解によるエネルギー消費率、第3項は熱分解ガスから伝達される熱エネルギーの流入率を表す。(1b)式の左辺および右辺第1、第2項は(1a)式と同様である。(1b)式の右辺第3項は座標軸の移動に起因する熱エネルギー伝達率を表し、右辺第4項は(1a)式の右辺第3項と同じである。

アブレータの各位置の熱伝導率kは温度の関数であり、母材および炭化材の熱伝導率、 k_v , k_{ch} 等から以下で表される。

$$k = k_v \omega + (1 - \omega) k_{ch} \quad [\omega = (\rho - \rho_{ch}) / (\rho_v - \rho_{ch})] \quad (2)$$

また比熱cはkと同様に温度の関数であり、母材および炭化材の比熱、 c_v , c_{ch} 等を使用して以下で表される。

$$\rho c = \omega \rho_v c_v + (1 - \omega) \rho_{ch} c_{ch} \quad (3)$$

(1a)式又は(1b)式における右辺第2項の熱分解ガスのエンタルピー h_g , \bar{h} および関連パラメータを(4) - (7)式に示す。

$$h_g = h_{g,f} + \int_{T_{ref}}^T c_g dT \quad (4)$$

$$\bar{h} = (\rho_v h_v - \rho_{ch} h_{ch}) / (\rho_v - \rho_{ch}) \quad (5)$$

$$h_v = h_{v,f} + \int_{T_{ref}}^T c_v dT \quad (6)$$

$$h_{ch} = h_{ch,f} + \int_{T_{ref}}^T c_{ch} dT \quad (7)$$

ここで、 $h_{g,f}$ 、 $h_{v,f}$ 、 $h_{ch,f}$ はそれぞれ熱分解ガス、母材、炭化材の生成熱である。 \bar{h} は母材が炭化して熱分解ガスが単位質量だけ発生したときの母材と炭化材の持つエネルギーの差、すなわち、発生ガスのエンタルピー $-h_g$ と反応による発熱量の和を表す。発生する熱分解ガスの単位質量当たりの吸熱量を Δh_{pyro} とすると下式が成り立つ。

$$\bar{h} = h_g - \Delta h_{pyro} \quad (8)$$

$$\Delta h_{pyro} = h_g - \bar{h} \quad (9)$$

(9)式は、 Δh_{pyro} が $h_g - \bar{h}$ を表すことを示している。

アプレータ内部から熱分解ガスが発生する際の質量保存式を(10)式に、アプレータの熱分解速度に関するアレニウスの式を(11)式に示す。

$$(\partial \dot{m}_g / \partial y)_t = (\partial \rho / \partial t)_y \quad (10)$$

$$\left(\frac{\partial \rho}{\partial t} \right)_y = -\rho_v \left(\frac{\rho - \rho_{ch}}{\rho_v - \rho_{ch}} \right)^n \sum_j^N A_j \exp\left(\frac{-B_j}{T} \right) \quad (11)$$

ここで、 N はアプレータの密度変化率をあらわすアレニウス定数(n , A_j , B_j)の組み合わせの種類数をあらわす(ただし n は不変)。

2.3. 境界条件^[8]

アプレータ表面でのエネルギーバランスを図3および下式に示す。

$$\dot{q}_{net} = \dot{q}_{conv} + \alpha \dot{q}_{rad} - \varepsilon \sigma T_w^4 - \dot{m}_{ab}(h_w - h_u) \quad (12a)$$

左辺の \dot{q}_{net} はアプレータに入る正味の熱流束を、また右辺第1項の \dot{q}_{conv} は高温壁対流加熱率(ブロック効果含む)すなわち、アプレータ表面温度が T_w のときのアプレータ表面への対流加熱率(ブロック効果含む)であり、下式で表される。

$$\dot{q}_{conv} = \dot{q}_{cw}(1 - h_w / h_r) \phi_{blow} \quad (13)$$

第2項は表面に入る輻射加熱量、第3項は輻射放熱量、第4項は炭化層表面が損耗した時のエンタルピー

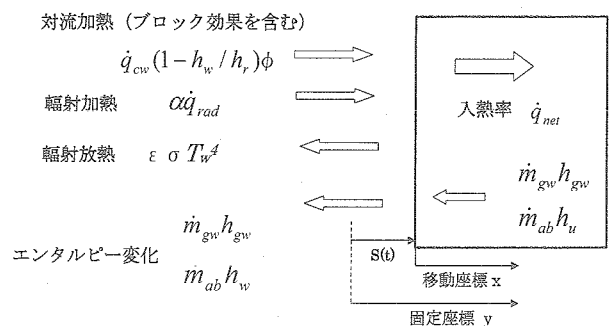


図3 表面のエネルギーバランス

変化を示す。ここで、 \dot{q}_{cw} ：低温壁対流加熱率（アブレータ表面温度を低温（ $=T_{ref}$ ）としたときのアブレータ表面への対流加熱率）、 h_w ：表面での気流エンタルピー、 h_r ：気流の回復エンタルピー、 ϕ_{blow} ：ブローイングファクター、 α ：アブレータ表面の吸収率、 \dot{q}_{rad} ：輻射加熱率、 ϵ ：表面放射率、 σ ：ステファンボルツマン定数（ 5.67×10^{-8} W/(m²K⁴)), T_w ：表面温度、 \dot{m}_{ab} ：アブレーションによる表面重量損耗率、 h_u ：アブレータ表面のエンタルピー、である。ブローイングファクター ϕ_{blow} は以下による。

$$\phi_{blow} = \frac{\ln(1 + aB')}{aB'} = \frac{aB'_0}{\exp(aB'_0) - 1} \quad (14)$$

$$B' = \dot{m}_w / g_h = (\dot{m}_{ab} + \dot{m}_{gw}) / g_h = B'_c + B'_g \quad (15)$$

$$B'_0 = \dot{m}_w / g_{h0} = (\dot{m}_{ab} + \dot{m}_{gw}) / g_{h0} = B'_{c0} + B'_{g0} \quad (16)$$

$$g_h = \dot{q}_{conv} / (h_r - h_w) \quad (17)$$

$$g_{h0} = g_h / \phi_{blow} = \dot{q}_{conv} / [\phi_{blow} (h_r - h_w)] \quad (18)$$

\dot{m}_{gw} はアブレータ表面から噴出するガス流束、 a は定数であり、 B' および B'_0 は噴出しパラメータ（無次元量）である。噴出し量が増加すると ϕ_{blow} は減少し、高温壁加熱率 \dot{q}_{conv} が減少する。なお、2.1 ④の前提条件により熱分解ガスは表面から出たあとも気流中で反応しないため、熱分解ガスのエンタルピー変化がアブレータ表面の内外でゼロとなり (12a) 式において \dot{m}_{gw} に関する項が消えている [8]。

加熱のない場合、アブレータ表面温度 T_w は雰囲気温度 T_{ref} と釣り合うと考えると (12a) 式は以下ようになる。なお、ここではアブレータまわりの高温気体による輻射加熱は無視するものとする。

$$\dot{q}_{net} = \dot{q}_{cw} (1 - h_w / h_r) \phi_{blow} - \epsilon \sigma (T_w^4 - T_{ref}^4) - \dot{m}_{ab} (h_w - h_u) \quad (12b)$$

アブレータ表面（炭化層）の損耗は、低温域では反応律速酸化 (Rate-Controlled Oxidation) に支配され、高温域（1500K程度以上）では拡散律速酸化 (Diffusion-Controlled Oxidation) に支配される。さらに温度が上がると（3000K程度以上）、昇華 (Sublimation) が支配的となる。これらの損耗則による損耗率 \dot{m}_{ab} の計算は文献 [8] によるカーボンの空気中における熱化学平衡計算に基づく近似計算式によった。近似計算式の概要は以下の通り。

$$\dot{m}_{ab} = \dot{m}_{eq} / \sqrt{1 + (\dot{m}_{eq} / \dot{m}_R)^2} \quad (19)$$

$$\dot{m}_{eq} = B'_{c,eq} g_h \quad (20)$$

$$B'_{c,eq} = 0.174 \times [1 + \exp(T_w - T_p / S_p)] \quad (21)$$

$$T_p = 3616.6 \times (p^*)^{0.0367}, \quad S_p = 3616.6 \times (p^*)^{0.104} \quad (22)$$

$$\dot{m}_R = a_R (XO_2 \times p^*)^{0.5} \exp(-E_R / (RT_w)) \quad (23)$$

$$a_R = 4.71 \times 10^6 \text{ (kg/(m}^2\text{sec))} \quad (24)$$

$$p^* = p / p_{ref} \quad (25)$$

ここで、 \dot{m}_{eq} は拡散律速/昇華によるアブレータ表面重量損耗率を表している。 T_p 、 S_p は、昇華による損耗の急上昇を表現するためのパラメータである。 \dot{m}_{eq} は化学平衡を仮定して導出されたものであり、反応速度による影響が含まれていないので、 \dot{m}_R （表面の酸化反応速度に基づく表面重量損耗率）を導入し、その補正を行うことで反応律速が考慮される。 P は圧力(Pa)、 P_{ref} は標準大気圧 (1.01325×10^5 Pa)、 XO_2 は空気中の酸素のモル分率(0.21)、 E_R はカーボンの活性化エネルギー (44×10^3 cal/mole)、 R は気体定数, 1987 (cal/mole/K) である。

さらにアブレータ表面の熱流に関し以下が成り立つ。

$$\dot{q}_{net} = -k(\partial T / \partial x)_t \quad (26)$$

2.4. 計算手順

アブレータ内部の温度、密度、ガス流束等は差分法による数値計算により求めた。数値計算では、アブレータの各層を複数の節点で分割し、前項で述べた基本方程式、境界条件に加えて裏面境界条件、初期条件に基づいて各節点での差分式を作成し、アブレータ内部の各節点の時間 $t=t_0$ における温度、密度、ガス流束等から、 Δt 後の $t=t_0+\Delta t$ における温度、密度、ガス流束等を算出する。差分法は、空間方向については2次精度の中心差分式をベースとし、時間については1次精度の前進差分式による陽解法を用いた。

アブレータ内では通常、温度は比較的緩やかに変化するのにに対し、密度は熱分解層で急激に変化する。そこで、温度計算用のノード間をさらに分割したサブノードを用いて密度計算を行うことにより、密度計算の精度を上げるようにしている。アブレータの節点分割例を図4に示す。

第1層のエネルギー保存式に静止座標 y による (1a) 式を用いると、アブレータ表面は損耗により y 軸上を移動することになり表面の移動につれてノードを逐次減らす必要がある。この場合には特にアブレータ表面は高温で温度勾配が大きくなるため、このようなことをすると計算誤差が生じやすくなると考えられる。第1層のエネルギー保存式に、原点をアブレータ表面に固定した移動座標による (1b) 式を用いると、上記の不都合が生じず、また表面の境界条件の処理も容易となるため、第1層のエネルギー保存式は(1b)式を用いた。なおこの場合、表面後退によりアブレータ長さが短縮されるため、第1層最終節点(第1層が N 節点で構成される場合は第 N 節点となる)の長さを表面損耗に対応して短くし、第 N 節点が一定長さ以下になると第 $(N-1)$ 節点と合わせて新しく第 $(N-1)$ 節点(境界節点)を作る。表面損耗が進むにつれて以上を繰り返すことにより第1層の節点数が減少してゆく。第2層目以降のアブレータは長さを変化しないため固定座標系による(1a)式を用いる。またアブレータの後に配置されるアブレータ以外の材料については、(1a)式からアブレーションの項(右辺第2項、第3項)を除いた保存式を用いる。

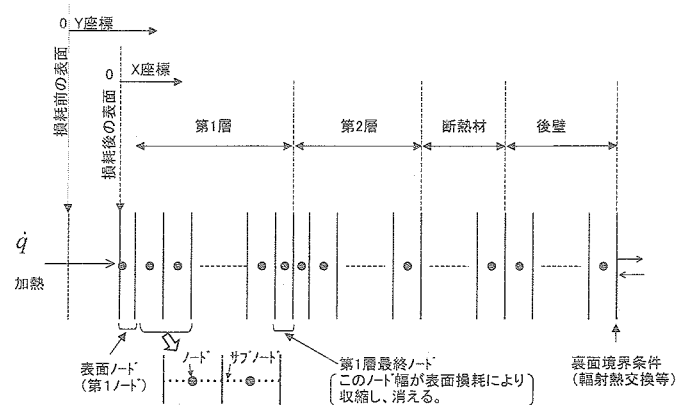


図4 アブレータの節点分割例 (2層アブレータ+断熱材+後壁)

3. 解析解との比較^[12]

本章では、解析コードのプログラムの動作確認を目的として、数種の一次元熱伝導に関する解析解とアブレーション解析コードで計算した計算結果とを比較することにより、本コードの計算精度の検討を行う。対象とした解析モデルは、有限板の非定常熱伝導モデルが2ケース(表面後退、熱分解がどちらもない場合)および半無限板

の非定常熱伝導モデルが1ケース（表面後退と熱分解のある場合）である。なおここで熱分解とは、高温になるとアブレータ内部で熱分解ガスが発生し、ガスの発生分だけアブレータ密度が減少して炭化材に変化することを意味する。また各ケースにおける計算条件や分割数については、それぞれの図中に示してある。

3.1. 有限板の非定常熱伝導モデル（ケース1：表面後退なし，熱分解なし）

長さ L ，熱伝導率 k （一定），比熱 c （一定），密度 ρ （一定）の板が時間 $t=0$ で一定温度 T_0 ， $0<t$ で片側の境界 $x=0$ が一定温度 T_e に保たれ，もう一方の境界 $x=L$ は断熱されているものとする。板の温度に関する基礎方程式，初期条件，境界条件は以下の通りである。

$$\text{基礎方程式:} \quad \partial T(x,t)/\partial t = (k/(\rho c))\partial^2 T(x,t)/\partial x^2 \quad 0 < x < L \quad (27)$$

$$\text{初期条件:} \quad t=0 \text{ で一定温度 } T_0: \quad T(x,0) = T_0 \quad (0 \leq x \leq L) \quad (28)$$

$$\text{境界条件:} \quad x=0 \text{ で一定温度 } T_e: \quad T(0,t) = T_e \quad (0 < t) \quad (29)$$

$$x=L \text{ で断熱:} \quad \partial T(L,t)/\partial x = 0 \quad (0 < t) \quad (30)$$

このとき板の温度 $T(x,t)$ は以下で与えられる[7]。

$$\frac{T(x,t) - T_0}{T_e - T_0} = \left(1 - \frac{4}{\pi} \sum_{i=1}^{\infty} \frac{1}{2i-1} \exp\left(-\left(\frac{(2i-1)\pi}{2}\right)^2 \frac{at}{L^2}\right) \sin\left(\frac{(2i-1)\pi}{2L}x\right) \right) \quad (31)$$

ここで $a = k/(\rho c)$ である。

各時間 t における温度分布の解析値と解析コードによる計算値の比較(例)を図5に示す。図より解析解と解析コードによる計算結果は良く一致していることがわかる。

3.2. 有限板の非定常熱伝導モデル（ケース2：表面後退なし，熱分解なし）^[14]

長さ L ，熱伝導率 k （一定），比熱 c （一定），密度 ρ （一定）の板が $t=0$ で一定温度 T_0 ， $0<t$ で片側の境界($x=0$)が一定加熱率 \dot{q} を受け，もう一方の境界($x=L$)が断熱されているものとする。板の温度に関する基礎方程式，初期条件，境界条件は以下の通りである。

$$\text{基礎方程式:} \quad \partial T(x,t)/\partial t = (k/(\rho c))\partial^2 T(x,t)/\partial x^2 \quad 0 < x < L \quad (32)$$

$$\text{初期条件:} \quad t=0 \text{ で一定温度 } T_0: \quad T(x,0) = T_0 \quad (0 \leq x \leq L) \quad (33)$$

境界条件:

$$x=0 \text{ で一定加熱:} \quad -k\partial T(0,t)/\partial x = \dot{q} \quad (0 < t) \quad (34)$$

$$x=L \text{ で断熱:} \quad \partial T(L,t)/\partial x = 0 \quad (0 < t) \quad (35)$$

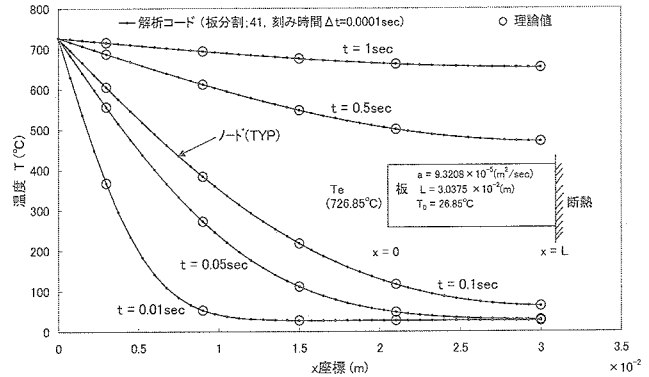


図5 温度分布の解析コードによる計算値と理論値との比較（ケース1）

このとき板の温度 $T(x,t)$ は以下で与えられる. [14]

$$\frac{T(x,t)-T_0}{\dot{q}L/k} = \frac{at}{L^2} + \frac{1}{2} \left(1 - \frac{x}{L}\right)^2 - \frac{1}{6} - \frac{2}{\pi^2} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{(-1)^n}{n^2} \cos\left(n\pi\left(1 - \frac{x}{L}\right)\right) \exp\left(-n^2\pi^2\left(\frac{at}{L^2}\right)\right) \quad (36)$$

ここで $a = k/(\rho c)$ である.

各時間 t における温度分布の解析値と解析コードによる計算値の比較 (例) を図 6 に示す. 図より解析解と解析コードの計算値は良く一致していることがわかる.

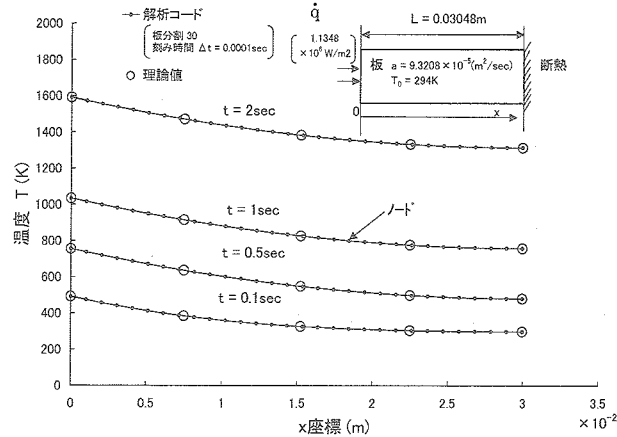


図6 温度分布の解析コードによる計算値と理論値との比較 (ケース2)

3.3 半無限板の準定常熱伝導モデル (ケース3: 表面後退あり, 熱分解あり) [15]

表面 ($x=0$) が加熱を受けて一定速度で後退するとともに, 準定常的に熱分解して表面にガスを噴出する半無限のアブレータを考える. 移動座標 x からみた温度変化率 $\partial T/\partial t|_x$ および密度変化率 $\partial \rho/\partial t|_x$ は無視できるものとし, 表面温度は T_s (一定値), 無限遠での温度は T_∞ (一定値) とする. 密度は以下で表されるものとする.

$$\rho = \rho_1 + \rho_2 \quad (37)$$

ここで ρ_1 : 損耗する樹脂の密度, ρ_2 : 炭化材密度 (一定値) である. アブレータは熱分解により ρ_1 が変化し, その変化率は以下のアレニウスの式による.

$$\partial \rho_1 / \partial t = -\rho_1^n A' \exp(-B/T) \quad (38)$$

ここで, n, A', B は材料特性に依存する一定値である. またアブレータの熱伝導率, エンタルピーおよび, 熱分解ガスのエンタルピーは以下で表されるものとする.

$$k = C\rho_1 + D \quad (39)$$

$$\rho h = (\rho_1 c_1 + \rho_2 c_2) T \quad (40)$$

$$h_g = c_g T + H_c \quad (41)$$

ここで, $C=(k_\infty-k_2)/\rho_{1\infty}$, $D=k_2$ は一定値であり下添字 ∞ はアブレータの母材の状態を示す. また c_1, c_2 はそれぞれ樹脂および炭化材の比熱, c_g はガスの比熱, である. なお文献 [15] ではガスのエンタルピーを $c_g T$ としているが, 本論文における熱分解ガスのエンタルピー (4式) は文献 [15] における $c_g T + H_c$ に対応するため, (41) 式を用いた. 以上の条件および炭化アブレーションの基本方程式に基づいてアブレータ内の各点の密度 ρ_1 と温度 T の関

係は以下で表される[15].

i) $n=1$ のとき ($T > T_d$)

$$\rho_1 = \rho_{1\infty} \exp \left[\left(-\frac{A'}{\dot{S}_0^2} \int_{T_d}^T \psi(T, \rho_1) e^{-(B/T)} dT \right) \right]$$

ii) $n \neq 1$ のとき ($T > T_d$)

$$\rho_1^{1-n} = \rho_{1\infty}^{1-n} + (n-1) \frac{A'}{\dot{S}_0^2} \int_{T_d}^T \psi(T, \rho_1) e^{-(B/T)} dT$$

iii) $T \leq T_d$ とき

$$\rho_1 = \rho_{1\infty} \quad (42)$$

T_d は T_∞ 以上であり, かつ T_d 以下の温度では熱分解がほとんど生じないという条件で設定する温度である. 温度 T と x の関係は下式であらわされる.

$$x = -\frac{1}{\dot{S}_0} \int_{T_s}^T \psi(T, \rho_1) dT \quad (43)$$

$$\psi(T, \rho_1) \equiv (C\rho_1 + D) / \zeta(T, \rho_1) \quad (44)$$

$$\zeta(T, \rho_1) \equiv (\rho_{1\infty} - \rho_1)(c_g T + H_c) + (\rho_1 c_1 + \rho_2 c_2) T - (\rho_{1\infty} c_1 + \rho_2 c_2) T_\infty \quad (45)$$

$\rho_1 = \rho_{1\infty}$ を密度に関する 0 次解として (43)-(45) 式に代入すると

$$T = T_\infty - (T_s - T_\infty) e^{-\phi} \quad (\phi = (\rho_1 c_1 + \rho_2 c_2) \dot{S}_0 / k_\infty) \quad (46)$$

が得られ, これを温度に関する 0 次解とする. さらに (46) 式を (42) 式に代入すると (42) 式内の積分は以下となる.

$$\int_{T_d}^T \psi(T, \rho_1) e^{-(B/T)} dT = \frac{k_\infty}{\rho_{1\infty} c_1 + \rho_2 c_2} \int_{T_d}^T \frac{e^{-B/T}}{T - T_\infty} dT \quad (47)$$

(47) 式を (42) 式に代入すると, T と ρ_1 の関係式

$$\rho_1 = \rho_1(T) \quad (48)$$

が得られ, 密度に関する 1 次解とする. これを (43) 式に代入すると T と x の関係式 (温度に関する一次解)

$$x = -\frac{1}{\dot{S}_0} \int_{T_s}^T \psi(T, \rho_1(T)) dT \quad (49)$$

が得られる.

(48), (49) 式に基づいて得られた温度分布および密度分布の解析解と解析コードによる計算結果の比較をそれぞれ図 7, 図 8 に示す. 計算パラメータは

$n=1, A'=10^8(1/\text{sec}), B=10^4\text{K}, k=0.4187\text{W/m/K}, c_1=c_2=1256.04\text{J/kg}, c_g=2093.4\text{J/kg}, \rho_{1\infty}=500\text{kg/m}^3, \rho_2=1000\text{kg/m}^3, \dot{S}_0=5 \times 10^{-5}\text{m/sec}, H_c=0\text{J/kg}, T_\infty=0^\circ\text{C}(=273.15\text{K}), T_d=26.85^\circ\text{C}(=300\text{K}), T_s=3000^\circ\text{C}(=3273.15\text{K})$ とした. 図

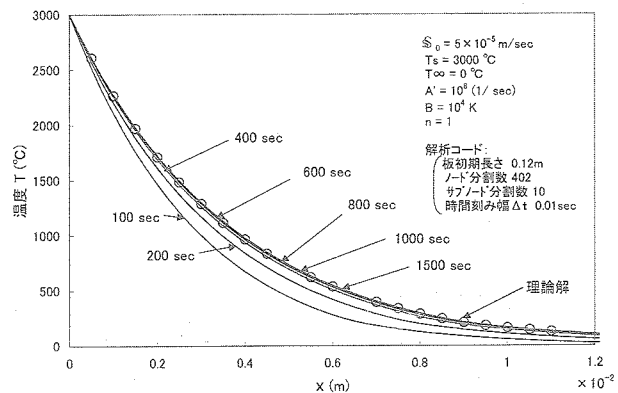


図7 温度分布の時間変化 (解析コードの計算結果と解析解 (準定常解) の比較: ケース 3 a)

7において、解析コードによる温度分布が時間とともに解析解（準定常解）に近づき、 $t \approx 1000 \sim 1500 \text{sec}$ ではほぼ一致しており、また図8において解析コードによる密度分布も時間の経過とともに解析値に近づき、 $t \approx 1000 \sim 1500 \text{sec}$ でほぼ一致している。以上より解析コードによる計算精度は良好であることがわかる。

図9は $n=2, A'=10^5 \text{ m}^3/(\text{kg} \cdot \text{sec}), T_s = 2000^\circ\text{C}$ とした場合の解析解と解析コードによる温度分布および密度分布に関する計算結果の比較を示す。図7、図8と同様に理論解と解析コードによる解は温度分布、密度分布ともに良く一致していることがわかる。

なお、ケース3のノード分割数(402)、サブノード分割数(10)はケース1、2のノード分割数(30, 41)に比べて多くなっているが、これは特に以下を考慮したことによる。

- ①半無限の長い板を対象としているため、長い範囲にわたる温度等を計算する必要があること。
- ②表面損耗により長さが短くなるため、計算終了時においても板の長さが十分あること。
- ③図8、図9からもわかるように、密度の変化する領域（熱分解する領域）は比較的狭い範囲に限られているが、この範囲の密度変化が精度良く計算できること（2.4節参照）。

4. アーク加熱風洞試験結果との比較

本章では、アーク加熱風洞試験[3]によるCFRPアプレータ供試体の耐熱特性データ（供試体各部の温度、表面損耗、重量損耗）とアブレーション解析コードによる計算結果を比較して、解析コードの数学モデル（アプレータの物理モデル）の妥当性に関する検討を行う。なお、解析で用いる数学モデルは材料の物性値等を用いて作成され、アプレータ解析においては、数学モデルをあらかじめ加熱試験に基づいてチューニングしておくことが重要である。

4.1. アーク加熱風洞試験

アーク加熱試験は、USERS/REV熱防衛系の開発試験の一環として実施したものであり、宇宙科学研究所 (ISAS) 設備 (1 MW級セグメント型アーク風洞) およびドイツDLR(Deutsches Zentrum fr Luft und Raumfahrt)設備 (6 MW級セグメント型アーク風洞) の2つの設備を用いた。

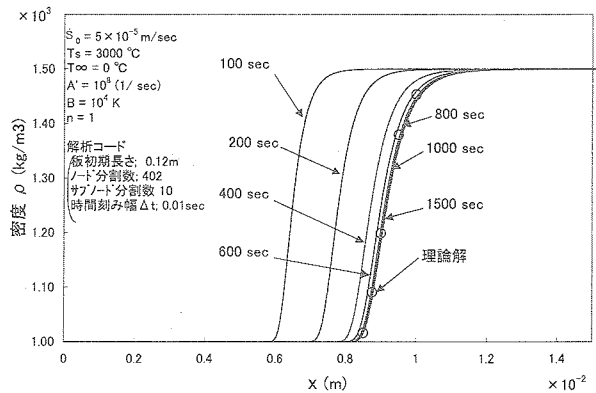


図8 密度分布の時間変化（解析コードの計算結果と解析解（準定常解）の比較：ケース3 a)

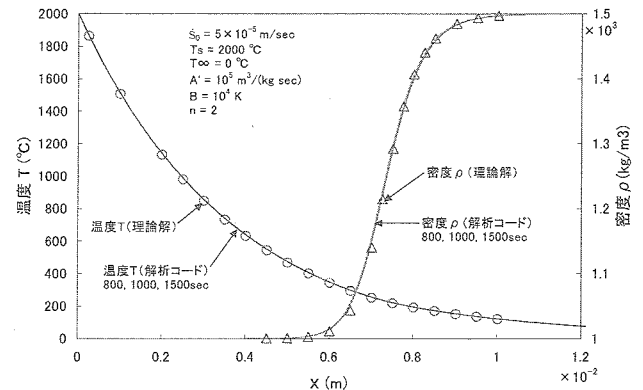


図9 密度分布の時間変化（解析コードの計算結果と解析解（準定常解）の比較：ケース3 b)

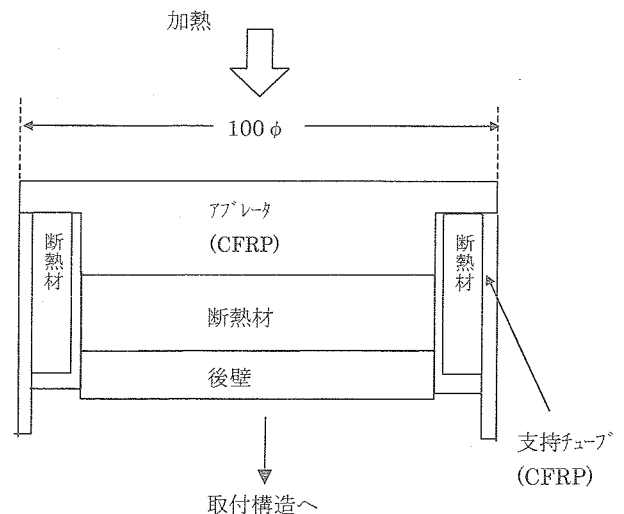


図10 アプレータ供試体例 (100 φ)

アブレータ供試体の材料はCFRPとし、モデルの形状は加熱面がフラットな直径60mm ϕ および100mm ϕ のシリンダー状とした。100mm ϕ 供試体の例を第10図に示す。供試体は、一次元的な加熱環境を得るために、側面からの加熱・放熱による影響の防止を目的として、供試体側面に断熱材を配した。加熱用の気流の種類は空気とした。各種の試験ケースのうち最大加熱負荷条件については、加熱率はUSERS/REVの受ける最大値以上(よどみ点最大加熱率: 3.1 MW/m²) また総加熱量は320MJ/ m²以上(よどみ点総加熱量以上)として矩形的な加熱負荷(一定加熱率で与える)を与えた。特に100mm ϕ 供試体についてはアブレータの加熱面の表面温度を赤外線センサで測定し、表面がほぼ一様な加熱を受けたこと確認した。アブレータの表面温度は表面温度計を用いて計測した。また各モデルの加熱中および加熱後におけるアブレータ内部温度は、中心軸上の各点に取り付けた熱電対により測定した。なお、熱電対をアブレータ内部に挿入する場合、アブレータの加熱部表面に垂直方向に取り付けると(垂直取り付け)、熱が熱電対の素線を通して流れるためアブレータ内部温度がアブレータの取り付けにより乱されやすくなる。一方、熱電対をアブレータ表面に平行に取り付けると(平行取り付け)、熱が素線を通して流れないため、アブレータの内部温度が熱電対の取り付けにより影響を受けにくくなり、温度計測の精度が向上する。以上を考慮して、アブレータ内の熱電対の取り付け方向は水平方向取り付けを基本とした。

4.2. 数学モデルの作成

アブレータの再突入時における熱的挙動を推定するためのインプットデータ(アブレーション解析用数学モデル)は、加熱環境条件、アブレータ寸法、材料の熱物性値等のパラメータを含んでいる。このうち特に熱物性値については、材料測定データおよび文献値を使用するとともに、一部の熱物性値についてはアーク加熱試験結果と解析結果の比較に基づいて修正(チューニング)を加えた。

数学モデルの作成にアーク加熱試験データを用いることにより、再突入時のアブレータの熱的挙動に関する推定精度を向上させることができると考えられる。理由を以下に示す。

(1) 高温測定設備の問題

USERS/REV用アブレータは再突入時に最高2000℃を超えるが、この高温領域での熱伝導率を精度よく測定できる設備は、少なくとも国内ではない。そこでアーク加熱試験結果を用いて高温領域での熱伝導率の推定精度を高めることができる。

(2) 定常/非定常条件での物性データが異なる。

アブレータの熱伝導率は熱的に定常状態で測定した場合と非定常状態で測定した場合とで値が異なる,[8-9], [16-17]。また非定常の度合いによっても異なる。アーク加熱試験および再突入時のアブレータの熱的挙動は非定常であるが、熱物性測定値は主に定常状態で測定されるため、定常状態で測定された熱物性測定値をそのまま用いても、良好な数学モデルを作成出来ない可能性がある。アーク加熱試験データを利用して数学モデルを修正することにより、非定常状態の解析精度を高めることができると考えられる。

(3) スケール効果

熱物性値の測定用試験片の寸法は、実機アブレータの寸法に比べて小さい。またアーク加熱試験用アブレータ供試体も測定用試験片に比べて寸法が大きい。アブレータ寸法の大小により熱的特性が異なってくる場合も考えられ(特に寸法が大きいと平均的な値が熱特性として得られる可能性がある)、アーク加熱試験供試体による試験データは、熱物性試験片によるデータに比べて実機アブレータの熱的挙動を良好に模擬できている可能性がある。従って、アーク加熱試験結果を使用することにより、精度良い数学モデルを作成できる。

数学モデルの作成手順の概略を以下に示す。

- ① アーク加熱試験条件(加熱率, 加熱時間, 気流エンタルピー, 衝撃圧等), アブレータ供試体の寸法および材料特性データ等に基づいて解析用インプットデータを作成して, アブレーション解析を実施する。

- ② 上記①による温度計算結果がアーク加熱試験による温度測定結果に対して、あらかじめ設定した範囲から外れる場合は、適切な一つまたは複数個の調整パラメータについて、温度計算値が所定の範囲に入るようその入力データインプットの値を修正・調整する。温度計算結果が所定の範囲に入ると、調整した入力インプットデータをチューニングデータとして設定する。(ここでは評価パラメータを温度としているが、必ずしも温度でなくてもよく、例えば表面損耗量や密度を評価パラメータとしても良い)
- ③ 各アーク加熱風洞試験結果に対応して、それぞれチューニング解析を行い、複数の異なった数学モデルを得る。これらの数学モデルのうち、適切なもの(例:熱的にもっとも厳しいと考えられるもの)を選定して、再突入解析用データインプットとする。

チューニングに使用する物性値は、値を前もって精度よく設定することが容易でないが、妥当と考えられる範囲で調整することのできるものであれば候補となり得る。例えば、アブレータ密度(母材,炭化材),熱伝導率(母材,炭化材),比熱(母材,炭化材),アレニウス定数,エンタルピーに関する(吸熱に関する)物性データ,表面放射率等,が考えられる。またこれらのパラメータのうち,評価パラメータ(温度等)に及ぼす影響が大きいと,チューニングの効果が大きくなる。USERS/REVアブレータの開発においては,以下の2種の物性パラメータは,値を精度よく設定することが容易でないが,アブレータ内部温度への影響が大きいため,これらを主要なチューニングパラメータとして用いた(調整は妥当と考えられる範囲内で実施)。

○炭化材の熱伝導率 k_{ch}

- 炭化材サンプルを作成する際のアブレータの炭化条件(加熱炉,バーナー加熱,アーク加熱条件)により, k_{ch} が異なる。さらに k_{ch} の値が定常温度条件と非定常温度条件で異なる。文献[8],[9],[16]-[17]では非定常温度条件での k_{ch} の値は定常温度条件での値より小さく,数割程度減少することが示されている。
- 熱伝導率の測定精度・範囲に限界がある。

国内で比較的容易に測定できる方法として定常法(平板比較法等)や非定常法(レーザーフラッシュ法)等がある。定常法のうち平板比較法は,試料の寸法が比較的大きく(寸法が数センチから数十センチ,厚さ数センチ程度まで),試料による測定値のバラツキは小さいが最高測定温度が1300K(1000℃)程度であり,さらに高温での測定は困難。またレーザーフラッシュ法は高温での測定が可能(2300K(約2000℃)程度まで測定可能)であるが,サンプル径が1センチ程度,厚さが2-3mmであるため,サンプルによる測定値のバラツキが生じやすい。

以上より,熱伝導率を測定により正確に設定することは容易ではない。

○吸熱に関する物性パラメータ Δh_{pyro}

第(5),(9)式から Δh_{pyro} は下式であらわされる。

$$\Delta h_{pyro} = h_g - (\rho_v h_v - \rho_{ch} h_{ch}) / (\rho_v - \rho_{ch}) \quad (50)$$

上記パラメータのうち特に h_g, h_v, h_{ch} の値はアブレータの燃焼熱や構成成分/比率等を測定して求める必要があるが,構成成分/比率についてはアブレータの加熱の仕方(例えば加熱温度,加熱時間)によっても異なるため, Δh_{pyro} の測定による設定は容易ではない。

なお,調整パラメータについては,それぞれ k_{ch} は文献[8]-[9],[16]-[17]のデータ,およびは文献[9],[18]-[20]のデータと整合性のある範囲内でチューニングを行った。

4.3. アーク加熱試験結果と解析コードによる計算値との比較^[12]

(1) 表面温度および内部温度

図11はアブレータの直径100mm ϕ 、厚さ約10mmの供試体を、低温壁対流加熱率約2MW/m²、加熱時間110secの条件で加熱したときの表面および内部温度測定結果（温度の時歴データ）と解析結果との比較を示す。図よりアブレータ表面および内部温度の測定結果とアブレーション解析コードによる計算結果が良く一致していることがわかる。表面温度は加熱終了後、急激に下がっているが、加熱終了後の輻射放熱の影響によるものである。

図12はアブレータの直径60mm ϕ 、厚さ約20mmの供試体を、低温壁対流加熱率3MW/m²、加熱時間30secの条件で加熱したときの内部温度測定結果（温度の時歴データ）と解析結果との比較を示す。内部温度の測定結果とアブレーション解析コードによる計算結果が良く一致していることがわかる。表面から6.6mmの熱電対温度は加熱終了後、早く低下しているが、これは熱電対位置が表面に比較的近いため、加熱終了後において表面の輻射放熱の影響を受けたことによる。またアブレータ内部の16.6mm位置は表面からの距離が比較的遠いため、輻射放熱による影響が少ないことがわかる。

(2) 表面損耗および重量損耗

表1は各供試体の試験条件と表面損耗量および重量損耗量に関する測定値と解析値の比較を示す。表において、表面損耗量および重量損耗量は測定値と解析値が±10%程度またはそれ以下の差で一致している。以上より、表面損耗量および重量損耗量は測定値とアブレーション解析コードによる計算値が良く一致していることがわかる。またこのことは、破碎は無いものとした仮定が本ケースにおいては妥当であることを示している（2.1節⑥参照）。

なお、以上の(1)、(2)の計算にあたり、アブレータの物性値である母材、炭化材の密度、熱伝導率、比熱、熱分解に関わるアレニウス定数等については、それぞれの測定データをベースとして（熱伝導率、比熱については温度依存データを使用）、温度等の計算値がアーク加熱試験による測定値と一致するよう調整したものをを用いた。

(3) 比較のまとめ

(1)、(2)において温度、表面損耗量、重量損耗量についてアーク加熱試験結果と、チューニングによるアブレータ物性モデルを用いたアブレーション解析結果が良く一致した。これは、図11、図12や表1に示すようなアーク

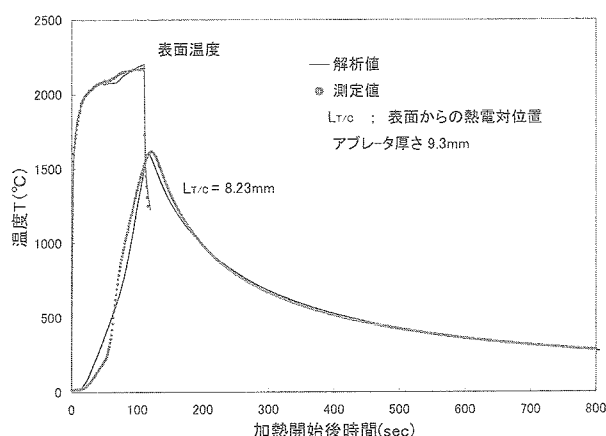


図11 アブレータ温度の比較例

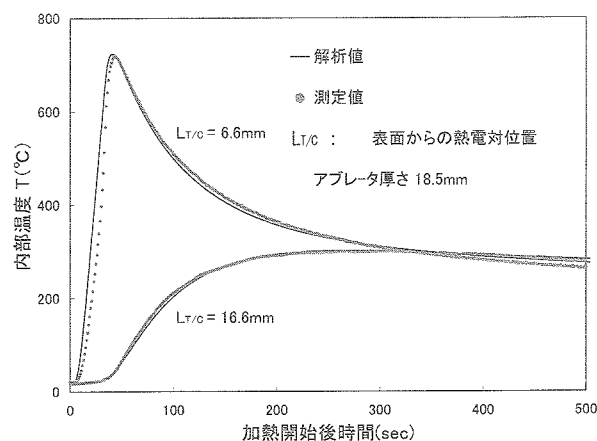


図12 アブレータ内部温度の比較例

表1 表面損耗量と重量損耗量に関する測定値と計算値の比較

供試体	よどみ点 圧力 (hPa)	エンタルピー (MJ/kg)	加熱率 (MJ/m ²)	加熱時間 (MW/m ²)	総加熱量 (MJ/m ²)	表面損耗 (mm)			重量損耗量 (kg/m ²)		
						測定Sm	計算Sc	Sc/Sm	測定Mm	計算Mc	Mm/Mc
No.1	294	13.7	3.68	103	379.04	3.68	3.43	93%	8.54	9.45	111%
No.2	90	12.6	2.08	110	228.8	2.22	2.24	101%	5.03	5.27	105%
No.3	93	12.7	1.87	80	149.6	1.35	1.37	101%	3.90	4.41	113%
No.4	150	15.3	3.83	111	425.1	3.50	3.38	97%	9.30	9.47	102%
No.5	147	15.4	4.05	111.8	452.9	3.43	3.62	106%	9.30	9.72	105%
No.6	147	15.3	4.04	111.8	451.8	3.5	3.60	103%	9.71	9.70	100%
No.7	275	15.2	1.30	110	143.0	1.15	1.09	95%	3.68	3.91	106%

(注) USES/REMのよどみ点総加熱量：約320MJ/m²
よどみ点最大加熱率：約3.1MW/m²

加熱試験値と解析値の良い一致が得られるようにアブレータ物性モデルをチューニングすることが可能であることを示している。

また今回の加熱試験条件はUSERS/REVの再突入時の加熱環境条件とほぼ同レベルであることから(表1, 図1参照), 本解析コード/数学モデルによりUSERS/REVおよびこれと同レベルの再突入加熱条件に曝される回収カプセルに取り付けたCFRPアブレータについて, 再突入時における耐熱特性を推定するための基本ツールを得ることができたと言える。

5. 一次元組み合わせコードの開発

USERS/REVでは, アルミシエル構体(ALシェル構体)の面内方向の温度分布に起因する熱移動が無視できず, 面内方向の熱伝導を考慮した解析が必要となった。そこで, 一次元アブレーション解析コードを組み合わせ、ALシェルの各隣接要素間の熱伝導を考慮した計算を行うツールを開発し, 設計に供した。

図13(a)は一次元アブレーション解析モデルの例を示す。本モデルはアブレータ表面に垂直な方向(y方向)のみの熱の移動を考慮しており, y方向の熱伝導やアブレーションガスの発生・外表面への移動およびそれに伴う熱移動等(アブレータ内部)を模擬する。また境界条件としてアブレータ外表面では加熱率, 表面損耗, 輻射冷却等を, ALシェル内面では輻射冷却を考慮している。図13(b)はALシェルの横方向熱伝導を考慮した一次元アブレーション解析モデルの例を示す。本モデルは, ヒートシールドをカプセルの中心軸を含む平面で切ったときに出来る側線に沿った断面に関するものである。各隣接要素のALシェル間の熱伝導(図13(b), x方向)を考慮した複数の(a)と同等の一次元要素から構成され, 側線に沿った断面に垂直な方向の熱流はないものとした(ここでは(b)のモデルを‘多要素モデル’, 各要素を‘一次元要素’と呼ぶ)。従って(b)の各一次元要素のアブレーション解析に関する支配方程式および境界条件は, 隣接要素のALシェル間の熱伝導項を除いて, (a)の一次元モデルと同じである。一次元多要素モデルにおいて, 隣接する一次元要素間の熱的結合は, アブレータおよび断熱材では考慮せず, ALシェル間のみを考慮する理由は以下の①~②による。

- ① アブレータは断熱性能が良いため, 加熱率分布等に極端な変化がない限り通常一次元解析が行われている[1]。本解析においてもy方向の熱の移動が支配的であると考えて, 隣接する一次元要素のアブレータ間の横方向(x方向)の熱的結合は無視した。また断熱材について

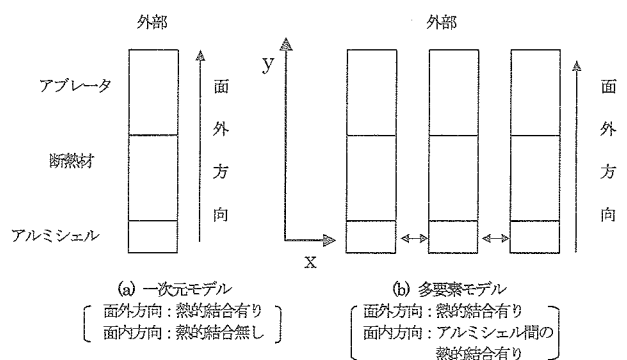


図13 一次元モデルおよび多要素

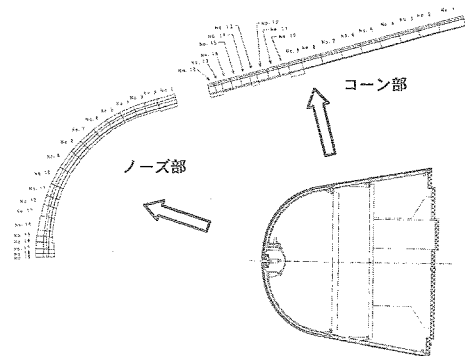


図14 一次元多要素モデル(USERS/REV)

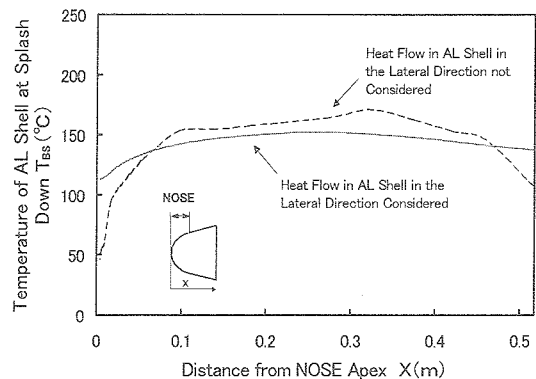


図15 USERS/REV着水時のアルミシエル温度の比較(面内方向の熱流考慮および考慮せず)

も同様にして横方向の熱的結合を無視した。

- ② 一方ALシェルについては、断熱性能が良好でないため（AL材の熱伝導率や温度伝導率はアブレータや断熱材に比べて1桁～2桁程度大きい）、ALシェルの横方向の熱伝導は無視できないと考えた。

本多要素モデルを用いることにより、一次元解析に比べてALシェル温度をより精度良く求めることができる。第14図に多要素モデルの例として、USERS/REVの設計に使用したノーズ部（19分割）、コーン部（18分割）の要素分割図を示す。本モデルを用いたノーズ部の解析結果（例）として、第15図に、ALシェルの面内熱的結合（REVの側線方向）の有無によるALシェルの着水時における温度分布の比較を示す。熱的結合ありの場合は、なしの場合（一次元解析と同等）にくらべて着水時の温度分布が均一化されることがわかる。

6. REVアブレータの回収結果とアブレーション解析結果との比較

本節では、アブレータ内に取り付けた熱電対による再突入時の温度測定データおよび回収後に得られた損傷データ（表面損耗量・炭化層厚さ等の測定値）を、アブレーション解析結果と比較することにより、アブレータ表面に負荷された加熱率時歴を推定する。さらに、アブレータの各部における加熱率の整合性を評価するとともに、アブレーション解析結果に関する妥当性の評価を行う。

6.1. 飛行時加熱率環境

USERS/REVの回収後評価用に設定された加熱率時歴を設計値と比較して図16aに示す。図中の q_{st} （ベースライン）はカプセルの再突入中時における推定軌道に基づいて、迎え角を 0deg としてDetra - Kemp - Riddle [21]の式を使用して算出したよどみ点加熱率の時間履歴データである。また、 $0.75 \times q_{st}$ および $0.5 \times q_{st}$ のグラフは q_{st} の0.75倍、0.5倍の加熱率時歴を参考として示す。 q_{st} のピークの加熱率は約 1.95MW/m^2 、また設計値（ノーズ部）はピーク加熱時点で 3.06MW/m^2 であり、ベースライン加熱率は約60%に低下している。迎え角 $\alpha = 0\text{deg}$ におけるヒートシールド表面の加熱率比分布の計算結果（Dejarnetteによる方法[22]で算出）を図16bに示す。また、設計で使用した加熱率比も参考として示す。ここで、加熱率比は各表面での加熱率 q とよどみ点加熱率 q_0 の比である。本章では、迎え角 α における各部の加熱率分布は、この $\alpha = 0\text{deg}$ での加熱率比分布の計算値にもとづいて算出した。なお、REV先端部は球形状であるため、よどみ点が球形状の範囲内であれば、迎え角が変動してもよどみ点加熱率は q_{st} と同じである。

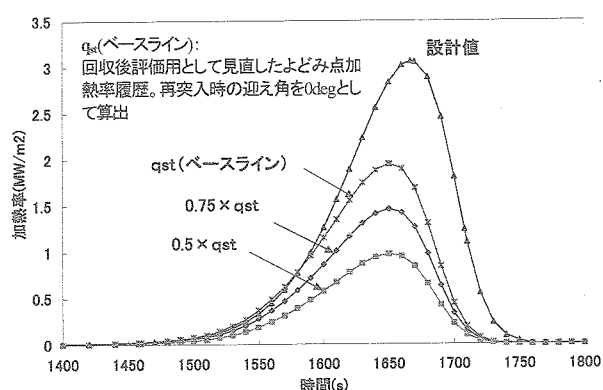


図16a 回収後評価用の加熱率のベースライン

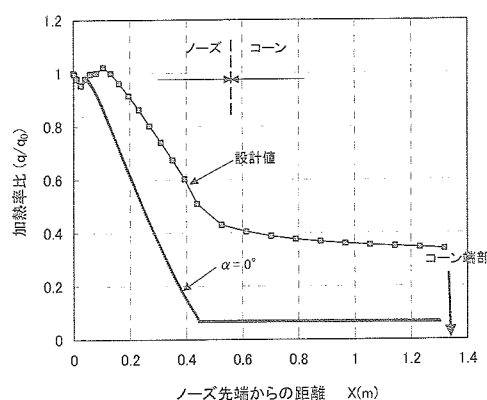


図16b 加熱率比の分布($\alpha = 0\text{deg}$)

6.2. 評価対象データ

アブレーション解析の妥当性評価のために使用したデータを以下に示す（図17参照）。

(1) 温度測定データ

加熱率推定のために使用した温度データは、アブレータ内に取り付けた以下の熱電対による温度計測データとした(注)。

AB1-K：ノーズ部先端部，アブレータ表面から37.5mm，裏面から1mmの深さに取り付け

AB1-R：ノーズ部先端部，アブレータ表面から31.5mm，裏面から7mmの深さに垂直取り付け

AB2-R：コーン下部，アブレータ表面から8.3mm，裏面から1mmの深さに取り付け

AB3-R：コーン下部，アブレータ表面から8.3mm，裏面から1mmの深さに取り付け

(注) 温度データ取得範囲は1969(s)まで，着水推定時間は2270(s)

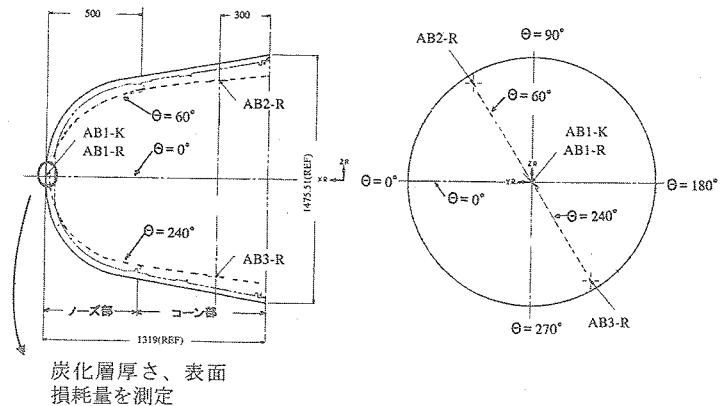


図17 対象データの位置

(2) 表面損耗量

・天頂部付近(よどみ点付近)の表面損耗量Sを計測した。測定したSの平均は0.5mmであった。

(3) 炭化層厚さ

・天頂部：天頂部付近(よどみ点付近)のアブレータを切り取って炭化層厚さLch'を計測した。Lch は下式によった。

$$Lch = Lch' + S$$

Lch : 加熱前の表面から変色し始める点までの長さ(mm)

Lch' : 回収後の表面から変色し始める点までの長さ(mm)

S : 表面損耗量(mm)

測定は、炭化層厚さが特に表面に平行となる領域を選んで炭化層断面にスケールを当てて行った。

炭化層厚さの測定結果はLch=12.94mm (Lch'=12.44mm, S=0.5mm) となった

・側線方向断面： $\theta = 0\text{deg}$, 60deg , 240deg の断面についても複数ヶ所について炭化層厚さをスケールにて天頂部と同様の方法で測定した。

(4) 密度：側線方向断面 ($\theta = 0\text{deg}$, 60deg , 240deg の断面：第17図参照)についても複数ヶ所について密度(板厚方向の平均値)を測定した。

6.3. アブレーション解析用数学モデルのチューニング

ヒートシールドを設計するための数学モデルのチューニングは、アブレータが全炭化する場合のアーク加熱試験結果に基づいて行った。一方、再突入時におけるアブレータに加わる加熱量は設計値に比べて比較的小さく全炭化状態にはならず、特に熱電対(T/C)の取り付けられたアブレータの裏面付近では温度が低く(100℃ - 300℃程度)、母材に近い状態であった。このため、回収後評価に用いる数学モデルは、アーク加熱試験結果のうち比較的加熱量が少なく供試体のアブレータ裏面付近が全炭化しないケースについて、アブレータ内部温度に関してチューニングしたものを用いた。

6.4. 加熱率の推定

(1) 温度測定データにもとづく加熱率の推定

計測点での加熱率条件については、図16aにおけるよどみ点加熱率のベースライン q_{st} を基準として、 q_{st} を定数倍して(加熱率の時歴パターンは変化しないものとした)アブレーション解析を行い、解析結果が温度測定値に一致するよう(温度差の平均二乗誤差が最小になるよう)倍率を定めることにより、加熱率の最大値および加熱率時歴を推定した。

よどみ点加熱率については、REVは迎え角 $\alpha = 4\text{deg}$ で $\theta = 0\text{deg}$ (θ :ノーズ頂点からコーン部方向に見たときの右周り回転角度、図17参照)の側線を前面($\theta = 180\text{deg}$ が背面)にして再突入したものと仮定して推定した。また、 $\theta = 0, 180\text{deg}$ における各点Pの $\alpha = 0\text{deg}$ での加熱率 $Q_{\alpha=0}$ と 4deg での加熱率 $Q_{\alpha=4}$ の関係、および q_{st} と $Q_{\alpha=0}$ 、 $Q_{\alpha=4}$ の関係は下式で表されるものとした。

(i) $\theta = 0\text{deg}$ のとき

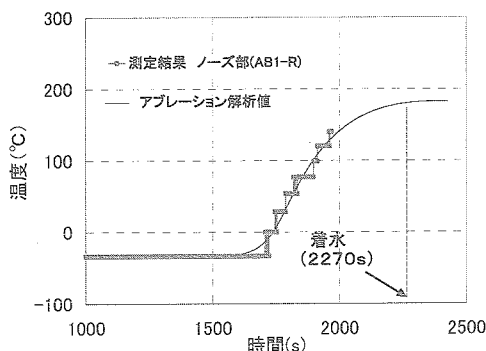
$$Q_{\alpha=4} = Q_{\alpha=0} \times \sin(\delta + 4) / \sin(\delta)$$

$$q_{st} = (1/Cst) \times Q_{\alpha=0} = (1/Cst) \times Q_{\alpha=4} / [\sin(\delta + 4) / \sin(\delta)]$$

(ii) $\theta = 180\text{deg}$ のとき

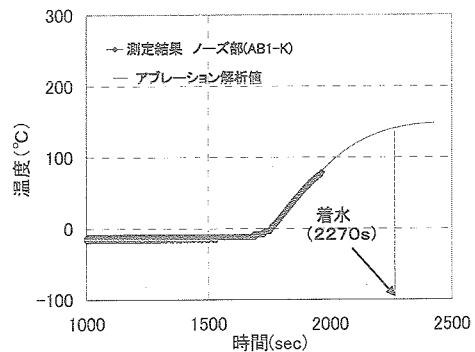
$$Q_{\alpha=4} = Q_{\alpha=0} \times \sin(\delta - 4) / \sin(\delta)$$

$$q_{st} = (1/Cst) \times Q_{\alpha=0} = (1/Cst) \times Q_{\alpha=4} / [\sin(\delta - 4) / \sin(\delta)]$$



(a) AB1-R ($q_{stmax} = 1.4 \text{ MW/m}^2$)
(アブレータ表面から31.5mm)

図18a 天頂部熱電対データとの比較



(b) AB1-K ($q_{stmax} = 0.85 \text{ MW/m}^2$)
(アブレータ表面から37.5mm)

図18b 天頂部熱電対データとの比較

ここで、 q_{st} :よどみ点加熱率、 δ :P点の接線とREVの中心軸とのなす角、 Cst : $\alpha = 0\text{deg}$ におけるP点での加熱率とよどみ点加熱率の比率($Q_{\alpha=0}/q_{st}$)、である。中間の θ における加熱率については 0deg と 180deg の値から直線補完により内挿した。天頂部の熱電対データ(AB-1R, AB-1K)についての計測値と解析値の比較をそれぞれ図18a, 図18bに、またコーン下部の熱電対データ(AB2-R, AB3-R)についての計測値と解析値の比較をそれぞれ図18c, 図18dに示す。図18a, 図18bより、AB-1R, AB-1Kともに温度計測値と解析値が良く一致していることがわかる。この結果、よどみ点最高加熱率 q_{stmax} はAB-1Rでは 1.4 MW/m^2 、AB-1Kでは 0.85 MW/m^2 となった(熱電対位置はほぼ天頂部にあるため、よどみ点とみなした)。AB-1Rはアブレータ裏面から7mmの深さに垂直方向に取り付けられており(6.2(1)参照)、熱が素線を通して裏面方向に流れるため、熱電対がない場合の温度に比べて低い温度となると考えられる。従って q_{stmax} は 1.4 MW/m^2 より大きい可能性がある。また、AB1-Kは近くにREAD支持金具が約5mm程度離れて取り付けられており、READ支持金具が大きな熱容量をもつことにより熱電対の温度が低下したことが考えられ、支持金具の影響を考慮すると q_{stmax} は増加する可能性がある。このため、特にAB1-Kのデータは参考値として位置づける。図18cより、AB2-Rにおける加熱率の推定値は $q_{stmax} = 1.195 \text{ MW/m}^2$ 、 $q_{Lmax} = 0.095 \text{ MW/m}^2$ (q_{Lmax} :センサ部最高加熱率)である。図18d(AB3-R)ではアブレータ内部に亀裂がある場合とない場合について、解析値と計測値の

一致のレベルを比較した。アブレータ内部に亀裂がないモデルでは、温度計測値と解析値の一致のレベルは良くない(図18dにおける「連続クロス内輻射なし」に対応)。そこで連続クロス内部の中間に隔離が生じたとして、剥離部は輻射熱結合を仮定したモデルを使用して解析結果と計測結果を比較した。図より、輻射結合を入れると温度上昇挙動がよく一致することがわかる。比較結果に基づくAB3-Rの最高加熱率の推定値は $q_{stmax}=1.49 \text{ MW/m}^2$, $q_{Lmax}=0.0897 \text{ MW/m}^2$ である。

以上より、4種の温度計測データに関するよどみ点最高加熱率の推定値は $0.85 \sim 1.49 \text{ MW/m}^2$ 、AB-1Kを除いた3種の温度データからは $1.2 \sim 1.49 \text{ MW/m}^2$ となる。

(2) 表面損耗量に基づく加熱率の推定

よどみ点加熱率の最大値と天頂部アブレータの表面損耗量に関するアブレーション解析による関係を図19に示す。グラフより天頂部の表面損耗量の測定値 $S=0.5 \text{ mm}$ に対応する加熱率は 0.86 MW/m^2 であることがわかる。この値は、3種の温度データに基づく加熱率値 ($1.2 \sim 1.49 \text{ MW/m}^2$) に比べて低く、58%~72%程度である。

(3) 天頂部の炭化層厚さに基づく加熱率の推定

よどみ点加熱率の最大値と天頂部アブレータの炭化層厚さに関するアブレーション解析による関係を図20に示す。グラフより天頂部の炭化層厚さ測定値 12.94 mm に対応する加熱率は 1.56 MW/m^2 であることがわかる。

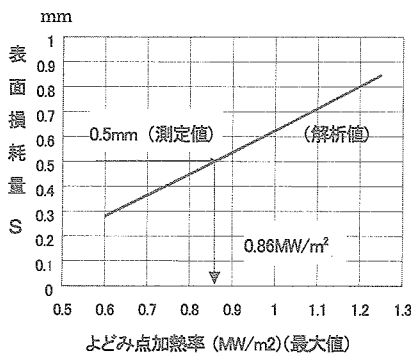
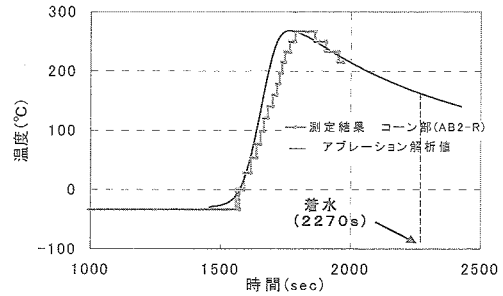
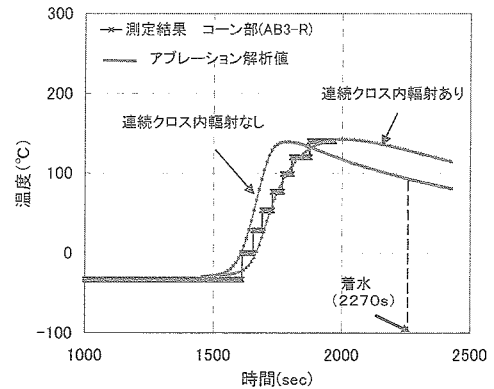


図19 表面損耗量に基づく加熱率の推定



(a) AB2-R ($q_{stmax}=1.20 \text{ MW/m}^2$ $q_{Lmax}=0.095 \text{ MW/m}^2$)
(アブレータ表面から8.3mm)

図18c 熱電対データとの比較(AB2-R)



(b) 輻射なし AB3-R ($q_{stmax} = 0.58 \text{ MW/m}^2$ $q_{Lmax} = 0.035 \text{ MW/m}^2$)
輻射あり AB3-R ($q_{stmax} = 1.49 \text{ MW/m}^2$ $q_{Lmax} = 0.09 \text{ MW/m}^2$)
(アブレータ表面から8.3mm)

図18d 熱電対データとの比較(AB2-R)

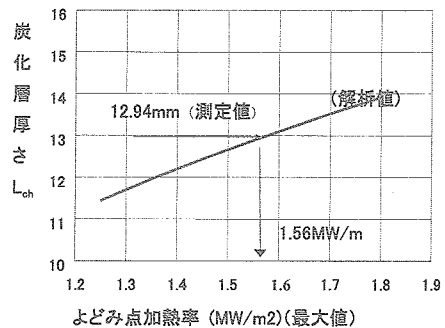


図20 炭化層厚さに基づく加熱率の推定

以上の温度、表面損耗量、炭化層厚さの測定値にもとづくよどみ点加熱率の推定値は $0.85 \sim 1.56 \text{ MW/m}^2$ (AB-1Kによる加熱率推定値を含む) および $0.86 \sim 1.56 \text{ MW/m}^2$ (AB-1Kによる加熱率推定値を含まず) となった。

6.5. 計測結果と加熱率分布の関係

本節では、6.4節における計測データにさらに新しいデータを加えて、加熱率分布および損傷の分布に関する計測値と解析値の比較評価を行う。

図21に各計測部のX座標(頂点からの軸方向距離)と加熱率の推定値の関係、およびよどみ点最高加熱率を1.56

MW/m^2 および 0.85 MW/m^2 として迎え角 α を $0\sim 4\text{deg}$ とした場合の加熱率分布の変動範囲を比較して示す。なお、加熱率の変動範囲については6.4 (1)項に記述した加熱率の推定手法を用いて求めた。またAB1-Kについては前述した通り、周囲の温度がREAD取り付け部の影響を受け、一次元的な解析に誤差を与える可能性があると考えられるため、AB1-Kによる加熱率推定値は除いている(6.4 (1) 参照)。図より、各測定値はほぼ各加熱率の変動範囲またはその範囲付近に位置することがわかる。また、加熱率のコーン部での変動は小さいことがわかる。

図22はよどみ点付近の表面損耗量について計測値と計算結果を比較して示す。計算はケース1 ($\alpha = 4 \text{ deg}, \theta = 0 \text{ deg}$, よどみ点加熱率 $q_{\text{stmax}}=1.56 \text{ MW/m}^2$) およびケース2 ($\alpha = 4 \text{ deg}, \theta = 180 \text{ deg}$, よどみ点加熱率 $q_{\text{stmax}}=0.85 \text{ MW/m}^2$)の2種の条件) で実施した。表面損耗の計測値は低い加熱率(ケース2) にほぼ一致している。またコーン部では表面損耗の解析値がほぼ0である。これはコーン部の表面温度が低く、損耗が反応律速酸化Rate-Controlled- Oxidation (2.3節参照) に支配されているため表面損耗がほとんどなくなることによる。回収後のコーン部表面は白色ペイントが残留しており損耗はほとんどないと推定され、表面損耗のコーン部での解析結果と整合している。

図23は計測した炭化層厚さ(炭化層深さ)分布と計算値(ノーズ部)の関係を示す。計算はケース1 ($\alpha = 4 \text{ deg}, \theta = 0$, $q_{\text{stmax}}=1.56 \text{ MW/m}^2$) およびケース2 ($\alpha = 4 \text{ deg}, \theta = 180 \text{ deg}$, $q_{\text{stmax}}=0.85 \text{ MW/m}^2$)の2種の条件で実施した。明らかにケース1の条件において、ノーズ部で炭化層厚さの実測値と計測値がよく一致している。しかしながら、炭化層厚さの計算結果はコーン部に対しては適用できないことがわかった。この理由は、アブレーション解析用数学モデルは、比較的加熱率・加熱量が大きい領域におけるアーク加熱試験に基づいて作成しているのに対して、コーン部での加熱率・加熱量が非常に低いため(設計値の1桁程度小さい)、そのままでは低加熱領域に適用できないためと考えられる。

図24は密度分布の実測値と計算値の比較を示す。図より、計算値と実測値の傾向は一致しており、実測値はよどみ点最高加熱率を $0.85 \text{ MW/m}^2 \sim 1.56 \text{ MW/m}^2$ とした場合の密度計算範囲の中にほぼ含まれることがわかる。第4章でのアーク加熱試験による重量損耗量測定結果(全炭化での試験)はアブレーション解析結果と良く一致しているが、これは明らかに平均密度についても良く一致していることを意味する。これに対して、密度に関する回収結果とアブレーション解析結果は、全炭化のアーク試験の場合ほど良く一致していない。4章における重量損耗の試験は、アブレータが全炭化する条件で行ったのに対して、回

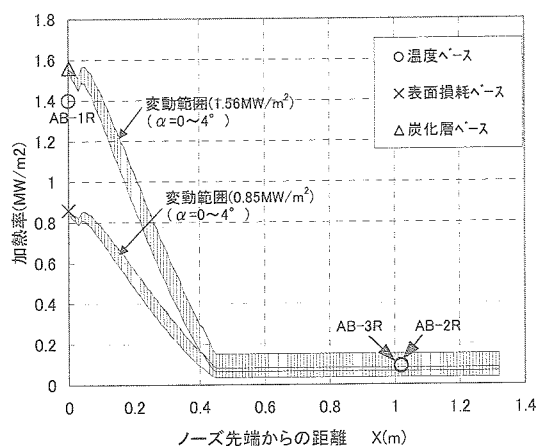


図21 加熱率分布の変動範囲と計測値

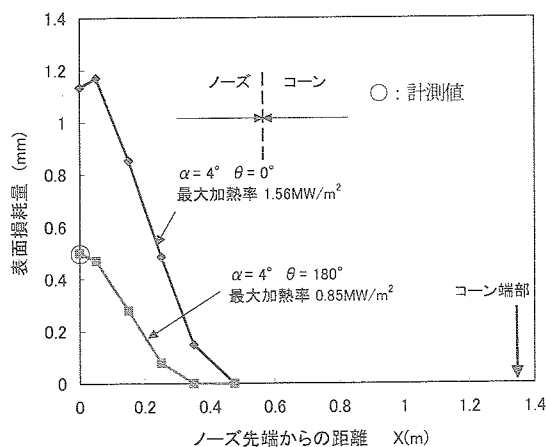


図22 表面損耗量分布

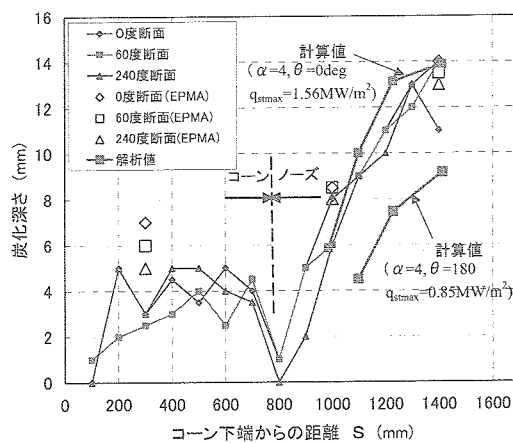


図23 炭化層厚さ分布

取後のアブレータは全炭化状態ではない、この違いが密度の推定精度に影響している可能性がある。また、ヒートシールドはREV着水時に海水中に浸されたため、炭化層内部に塩分および水分が残留している可能性もある。従って、密度測定データは参考値として位置づける

6.6. まとめ

アブレータ内に取り付けた熱電対による再突入時の温度測定データおよび回収後に得られた損傷データ（表面損耗量・炭化層厚さ等の測定値）について、アブレーション解析結果と比較することにより、アブレータ表面の加熱率時歴を推定するとともに、アブレータの各部分における加熱率の整合性を評価した。主な結果は以下の通り、

- ・ ノーズ部およびコーン部の温度計測値およびノーズ部炭化層厚さデータから推定したよどみ点最高加熱率の推定値は1.2~1.56 MW/m²であり、各データ間で比較的良好に一致している。
- ・ よどみ点最高加熱率が0.85~1.56 MW/m²の範囲内とすると、各部の温度、炭化層厚さ、表面損耗量および密度に関するほとんどすべての測定結果を説明できた。
- ・ 表面損耗量データについては、よどみ点最高加熱率の推定値は0.86 MW/m²で、比較的低い値であった。このデータはノーズ先端部の一箇所において得られたものであり、今後の回収試験によりさらにデータを蓄積し、その妥当性を明らかにする必要がある。
- ・ 密度については、温度計測値や炭化層厚さにくらべて、加熱率の推定値の幅が大きくなった。密度の推定精度を上げるためには、低加熱率条件におけるアブレータの耐熱挙動データ（全炭化しない場合）の蓄積が必要である（現状ではデータの蓄積量が不十分と考えられる）。
- ・ 以上より、本アブレーション解析コードを使用して、少なくともUSERS/REVのアブレータ内温度および炭化層厚さについて、比較的精度良くその挙動を推定できたと考えられる。

7. 今後の課題

本論文で説明した一次元アブレーション解析コードを用いて、USERS/REV熱防御系の設計を行い、最終的に再突入カプセルの回収を成功させることができた。しかしながら、本解析コードは機能、解析精度の点で必ずしも十分なものではなく、今後の新カプセルの開発において、アブレーション設計を効率的に進めるためには、解析コードの機能や計算精度をさらに向上させる必要がある。アブレーション解析に関わる今後の課題は以下の通り、

(1) 2次元、3次元解析アブレーションコードの開発

USERS/REVのヒートシールドの設計においては、一次元および一次元多要素ツール（5章参照）を使用した。今後の新カプセル熱防御系の開発において設計をスムーズに行なうためには、2次元、3次元ツールを開発して、解析結果を設計に反映することが望ましい。2次元、3次元ツールの必要性を以下に示す。

a) ヒートシールドのアブレータ・断熱材の再突入時の熱的挙動の推定

ヒートシールドのアブレータや断熱材は横方向(面内方向)熱伝導率が小さいため、形状、材料特性、加熱率が急激に変化しないかぎり、加熱による挙動は一次元的であり、一次元アブレーション解析コードによ

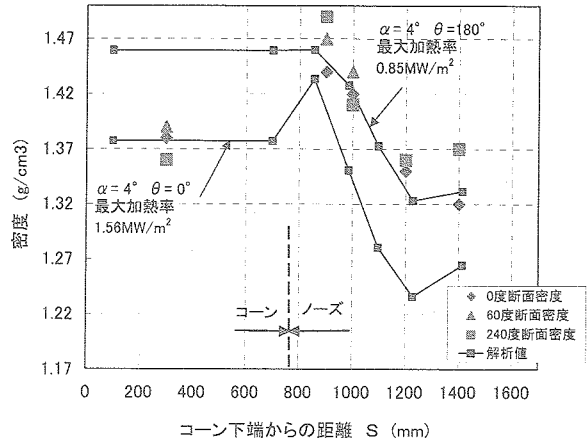


図24 密度分布

りその熱的挙動を精度良く推定することができると考えられる。これに対して、形状、材料特性等が急激に変化する領域では、3次元的な影響を無視できないと考えられる。例えば、ノーズ・コーン結合部ではアブレータ厚さや断熱材厚さが急激に変化する。またREADを含めた取り付け部分も形状が3次元的である。これらの領域の熱的挙動は2次元または3次元コードを使用しないと、正確に把握できない。

b) アーク加熱試験の評価解析精度の向上

USERS/REVの開発において、アーク加熱試験で用いるアブレータ供試体は直径5～10cm程度のものであった。供試体寸法をさらに大きくすれば一次元性を高められるが、試験装置の性能限界から、供試体寸法を大きくすることには限界がある。側面に断熱材を装着して側面方向の加熱・放熱による影響を防いでいるが、側面方向の熱移動を遮断して、その影響を取り除いて試験することは非常に難しい。またアーク加熱率も空間分布があり、供試体の中心軸から半径方向に離れると加熱率が小さくなる傾向がある。2次元、3次元解析ができれば、これらの3次元的な条件を考慮した解析が可能となり、試験結果の正確な評価ができるため、アーク加熱試験およびアブレーション解析の精度が向上する。

(2) アブレータ内の発生ガスの挙動

本アブレーション解析コードでは、アブレータ内で発生する熱分解ガスは炭化層を通過して外部に放出されるとしているが、内部での圧力分布については考慮していない。特に熱分解ガスの圧力が高くなると、アブレータ内の層間剥離を生じる可能性もあり、アブレータ内の発生ガスの挙動を解析できるコードの開発が必要である。さらに本コードの検証を行なうためには、材料データの取得（炭化層内のポイド量/形状、多孔質内の圧力損失、ガス発生率（量）、ガス特性）や試験による強度確認等が必要である。

(3) 材料データの蓄積・充実

USERS/REVの開発においては、アブレーション解析に必要な材料特性データについては、直接測定した材料特性データを用いるか、または文献値を使用した。今後さらに解析精度を向上させるためには、信頼できる材料特性データを蓄積してデータを充実させる必要がある。特に以下のデータの充実が必要と考える。

○高温での炭化層熱伝導率

1000℃以上の熱伝導率データは、レーザーフラッシュ法により小サンプルの試料(数mm)を使用して測定できるが、バラツキが大きく信頼性が低い。最低数cm程度のサンプルを使用して測定する必要がある（このような測定のできる設備は米国にはあるが、国内には無い）

○加熱方法の違いによる影響

炭化材の熱伝導率は、加熱率および加熱履歴に影響される可能性があり、これらの影響を詳細に調べる必要がある

○その他：さらに以下のデータを取得・蓄積して、材料特性データの信頼性を向上させる。

熱分解ガス特性（比熱、構成分子、構成比率等）、熱分解に関わる特性データ（熱分解定数、熱分解吸熱量等）、膨張量（高加熱、低加熱）

(4) 低加熱率領域に関する炭化層厚さの解析精度向上

USERS/REVの開発では、アブレータに関する高加熱率の試験は行ったが、低加熱率（1MW/m²以下）での試験は行っていない。コーン部付近では、高加熱率ではなく低加熱率（0.1MW/m²のオーダー）に曝された可能性がある。ノーズ部の炭化層厚さについては解析値と実測値が比較的精度良く一致したが、コーン部の炭化層厚さについては、よい一致が得られなかった。これは主に加熱率のレベルの違いに起因するものと考えられ

る。今後の新カプセルの開発においては、低加熱試験を行ってアブレータ特性を調べるとともに、これらのデータを用いて解析精度を向上させて、設計に反映する必要がある。

(5) 表面損耗および密度 (重量損耗量)

表面損耗量データについては、よどみ点最高加熱率の推定値は 0.86 MW/m^2 で、比較的低い値であった。このデータはノーズ先端部の一箇所において得られたものであり、今後の回収試験によりさらにデータを蓄積し、その妥当性を明らかにする必要がある。

密度については、加熱率の推定値の幅が大きくなった。回収後のノーズ・コーンのアブレータはともに全炭化していないが、全炭化していないアブレータに関するデータの蓄積は現状では不十分と考えられる。密度推定の精度を上げるためには、比較的low加熱率における全炭化しないアブレータに関する耐熱挙動データを蓄積する必要がある。

8. 結論

以上の検討結果より得られる結論は以下の通り。

- (1) USERS/REV等の回収カプセルの再突入時の加熱環境条件における炭化アブレータのアブレーション挙動 (温度変化, 表面損耗, 重量損耗等) を解析するために作成したアブレーション解析コードについて, 計算原理の説明を行った。
- (2) 本アブレーション解析コードの動作確認を目的として, アブレータの表面後退, 熱分解がない場合及びある場合の熱的挙動に関する数種の理論解析解とアブレーションコードによる計算値を比較して, 解析解と計算結果が良く一致することを確認し, 解析コードの計算精度は良好であることを示した。
- (3) 代表的な炭化アブレータであるCFRPアブレータ供試体のアーク加熱試験を行い, アブレータの温度, 表面損耗, 重量損耗の測定結果とチューニングによるアブレータ物性モデルを用いたアブレーション解析結果を比較し, 測定結果と計算結果は良く一致した。これはアーク加熱試験値と解析値の良い一致が得られるようにアブレータ物性モデルをチューニングすることが可能であることを示している。
- (4) 回収後のUSERS/REVについて, よどみ点最高加熱率を $1.2\sim 1.56 \text{ MW/m}^2$ とすると, この範囲内でノーズ部およびコーン部の温度計測値およびノーズ部の炭化層厚さ計測値と, 本解析コードによる解析値はよく一致した。すなわち, 少なくともREVのアブレータ内温度および炭化層厚さについては本アブレーション解析コードにより比較的精度よく挙動を推定できたと考えられる。
- (5) アブレーション解析技術向上を目指した今後の課題を整理した。

謝 辞

次世代型無人宇宙実験システム (USERS: Unmanned Space Experiment Recovery System) は, 経済産業省および新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) の委託を受けて, 財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF) が開発を進めた宇宙実験システムであり, 回収カプセル (REV: Recovery Vehicle) はその主要構成要素である。本論文におけるアーク加熱試験および回収後評価解析は, USEFとの契約により, 川崎重工業 (株) がUSERS/REMの構造/熱防衛系開発の一環として実施したものである。これらの作業において, 多大のご支援を受けましたJAXA/ISAS, DLR, USEF, IHIエアロスペース等の関係者に感謝致します。また解析コードの作成ならびに計算の実施にあたり西尾誠司氏 (KHI), 加藤真氏 (ファレス), 及び梅本祥司氏 (CRE) に多くのご支援を受けましたことを感謝致します。

参考文献

- [1] 野村茂昭：カプセル型回収飛しょう体の熱・空力的概念設計法, NAL TR-779, 航空宇宙技術研究所報告, 1983年8月.
- [2] Ijichi, K. and Wakasugi, N.: Unmanned Space Experiment Recovery System, 48th International Astronautical Congress, Turin, Italy, IAF-97-U.1.03, 1997.
- [3] Okuyama, K., Kato, S., Sakata, R., Uto, M. Hama, K. and Inatani, Y.: The Arc-Heated Test Results for USERS/REM Heat Shield System Development, ISTS2000-g-25, 22nd International Symposium on Space Technology and Science, Morioka, Japan, May 28 - June 4, 2000, pp.1402-1407.
- [4] 近藤次郎: 高速空気力学, コロナ社, 東京, 1977.
- [5] Swann, P. T. and Pittman, C. M.: Numerical Analysis of the Transient Response of Advanced Thermal Protection Systems for Atmospheric Entry, NASA TN-D-1370, July 1962.
- [6] Swann, P. T., Pittman, C. M. and Smith, J. C.: One-Dimensional Numerical Analysis of the Transient Response of Thermal Protection Systems, NASA TN-D-2976, Sept. 1965.
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] Potts, R. L.: Hybrid Integral/Quasi-Steady Solution of Charring Ablation, AIAA-90-1677, AIAA/ASME 5th Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, June 1990.
- [10] Matting, F. W.: Analysis of Charring Ablation with Description of Associated Computing Program, NASA TN-D-6085, Nov. 1970.
- [11] Hirai, K., Niikura, K., Nogi, S. and Shimada. T.: Numerical Simulations of Charring Ablation for the Heat Shields on Super-orbital Reentry Capsule, ISTS 98-d-08, 21st International Symposium on Space Technology and Science, Omiya, Japan, May 24-31, 1998.
- [12] 加藤純郎, 奥山圭一, 西尾誠司, 坂田隆司, 浜一守, 稲谷芳文: 再突入回収カプセル用アブレータ材の炭化アブレーション数値解析, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 50, No. 582, 2002, pp. 255-263.
- [13] Lundell, J. H.: Spallation of the Galileo Probe Heat Shield, Entry Vehicle Heating and Thermal Protection Systems: Space Shuttle, Solar Starprobe, Jupiter Galileo Probe, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 85, AIAA, New York, 1983, pp. 496-517.
- [14] Brooks, W. A. Jr.: Temperature and Thermal-Stress Distributions in Some Structural Elements Heated at a Constant Rate, NACA TN-4306, Aug. 1958.
- [15] Quan, V.: Quasi-Steady Solution for Ablation-Erosion Heat Transfer, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 7, No. 3, March 1970, pp. 355-357.
- [16] Minges, M. L.: Thermal Physical Characteristics of High-Performance Ablative Composites, J. Macromol. Sci.-Chem., A3 (4), 1969, pp. 613-639.
- [17] Brazel, J. P., Tanzilli, R. A. and Begany, A. R.: Determination of Thermal Performance of Char under Heating Conditions Simulating Atmospheric Entry, AIAA-65-640, AIAA Thermophysics Specialist Conference, 1965.
- [18] Ladacki, M., Hamilton, J. V. and Cohz, S. N.: Heat of Pyrolysis of Resin in Silica-Phenolic Ablator, AIAA J., Vol. 4,

No. 10, 1966, pp. 1798-1802.

- [19] Wenger, R. S., Laganelli, A. L. and Somers, J.: Nuclear Radiation Effects on the Ablation Performance of Advanced Composite Heatshield Materials, AIAA 81-1059, AIAA 16th Thermophysics Conf., 1981.
- [20] Schneider, P. J., Dolton, T. A. and Reed, G. W.: Mechanical Erosion of Charring Ablators in Ground-Test and Re-Entry Environments, AIAA J., Vol. 6 No.1, 1968, pp. 64-72.
- [21] Detra, R. W., Kemp, N. H. and Riddle F. R.: Addendum to 'Heat Transfer to Satellite Vehicles Re-entering the Atmosphere', Jet Propulsion, Vol. 27, No. 12, Dec. 1957, pp. 1256-1257.
- [22] DeJarnette, F. R. and Hamilton H. H.: Inviscid Surface Streamlines and Heat Transfer on Shuttle-Type Configurations, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 10, No. 5, May 1973, pp. 314 - 321.

主な記号

A : 反応速度定数 (1/sec), B : 活性化温度 (K), B' : 噴出しパラメータ ($=B'_c + B'_g$) (無次元)
 B'_c : 噴出しパラメータ ($=\dot{m}_{ab}/g_h$) (無次元), B'_g : 噴出しパラメータ ($=\dot{m}_{gw}/g_h$) (無次元)
 c : 比熱 (J/kg/K), g_h : 熱伝達係数 ($=\dot{q}_{conv}/(h_r-h_w)$) (kg/m²/s), h : エンタルピー (J/kg)
 h_w : アブレータ表面での気流エンタルピー (J/kg), h_r : 気流の回復エンタルピー (J/kg)
 h_u : アブレータの表面のエンタルピー (J/kg), h_g : 熱分解ガスのエンタルピー (J/kg)
 \bar{h} : (5)式による (J/kg), k : 熱伝導率 (W/m/K), \dot{m}_{ab} : アブレーションによる表面重量損耗率 (kg/m²/s)
 \dot{m}_g : 熱分解ガス流束 (kg/m²/s), \dot{m}_{gw} : アブレータ表面から噴出するガス流束 (kg/m²/s)
 n : 反応次数 (無次元), \dot{q}_{conv} : 高温壁対流加熱率 (W/m²), \dot{q}_{cw} : 低温壁対流加熱率 (W/m²)
 \dot{q}_{net} : アブレータ表面に入る正味の熱流束 (W/m²), \dot{q}_{rad} : 輻射加熱率 (W/m²)
 S : REV先端部からのラップ距離 (表面に沿った距離) または表面損耗量
 \dot{S} : 表面損耗速度 (m/s), T : 温度 (K), T_{ref} : 300K (K), t : 時間 (s)
 X : REVの中心軸上における先端部からの距離
 x : 原点は損耗を受けて後退するアブレータ表面に一致して移動する座標 (m)
 y : 原点は加熱前のアブレータ表面に固定された座標 (m)
 ε : 表面輻射率 (無次元), ρ : 密度 (kg/m³), σ : ステファンボルツマン定数 5.67×10^{-8} (W/(m²K⁴))
 ϕ_{blow} : ブローイングファクター (無次元)

下添字

1 : 樹脂, 2 : 炭化材, ch : 炭化材, f : 生成 (formation), g : ガス, r : 回復
 v : アブレータ母材, w : アブレータ表面