

平成 22 年 5 月 1 日現在

研究種目： 若手研究(B)
 研究期間： 2007 ～ 2009
 課題番号： 19760564
 研究課題名(和文) 軽量アブレータのコーキング現象に関する研究
 研究課題名(英文) Coking characteristics of low density ablators

研究代表者
 酒井 武治 (Takeharu Sakai)
 名古屋大学・大学院工学研究科・准教授
 研究者番号： 90323047

研究成果の概要(和文):空力加熱を受ける軽量アブレータのコーキング現象を実験的に調べた。大気再突入環境を模擬した高温気流中でアブレータ供試体モデルを加熱試験し、試験後の供試体内部の密度と気体透過率の分布を測定した。加熱表面付近で密度が高く、透過率は低かった。これらは、多孔質材料中を熱分解ガス流れる際の高温化学反応により、固体炭素が析出するコーキング現象によるものと考えられ、低密度アブレータでも起こることが確認できた。

研究成果の概要(英文): Coking phenomenon in low density carbon phenolic ablative material exposed to aerodynamic heating is examined experimentally. The in-depth density and gas permeability of the material heated in an arcjet wind tunnel is measured. Toward the surface within the char layer, the density increases and the gas permeability decreases respectively. The reason for such a trend is likely due to coking effect: coking in the char layer is known as a phenomenon that when the pyrolysis gas passes through the porous char layer to the surface, solid carbon is deposited within the char layer under the chemical decomposition reaction of hydrocarbon species such as CH₄. It is found in this study that coking could occur in a low density carbon-phenolic ablator.

交付決定額

(金額単位: 円)

	直接経費	間接経費	合計
2007 年度	2,100,000	0	2,100,000
2008 年度	800,000	240,000	1,040,000
2009 年度	500,000	150,000	650,000
年度			
年度			
総計	3,400,000	390,000	3,790,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：アブレーション、コーキング、空力加熱、炭素繊維強化断熱複合材料

1. 研究開始当初の背景

アブレーション熱防御法は、安価で信頼性の高い熱防御法であり、我が国で将来計画されている大気突入ミッションでの宇宙機の

熱防御システムとして期待される。今後のミッションでは、従来のアブレータよりも軽量でかつ高耐熱性を有するアブレータが要求されている。軽量アブレータ開発には、地上

試験設備であるアーク加熱風洞などを用いた、高精度および高信頼性の計測技術や実験データを元にした数値解析技術などの基盤技術を確立・整備していく必要がある。

コーキングやスポレーションとよばれる物理現象は、アブレーション現象のなかでその発生メカニズムなどはほとんどわかっていない。コーキングは、熱分解ガスが多孔質な炭化層内を流れる際に、熱分解ガス中の炭素成分が高温での化学反応によって炭化層に固体炭素として付着し、炭化層密度が高くなる現象である。スポレーションは、アブレータ表面でアブレーションが起こっている際、数十 μ オーダーの炭素微粒子が衝撃層内に射出される現象をさす。これらの現象は、アブレータ材料の熱防御性能に強く影響する因子であるものの、軽量アブレータではこれらの現象が起こり始める加熱環境が不明であることから、地上実験データの蓄積およびコーキングやスポレーションなどの計測・評価手法などが確立していない。

2. 研究の目的

大気突入熱環境を模擬した高温気流中で軽量アブレータを加熱試験し、加熱後の供試体炭化層の固体密度分布を調べ、加熱試験パラメータとコーキング現象との関係を定量的に評価する。また、加熱後供試体の炭化層の気体透過率を測定し、コーキングによってどの程度気体透過率が低くなるかを調べる。さらに、高温気流中のアブレータ表面から噴出する熱分解ガスのレーザー光透過特性を調べ、熱分解ガス中の固体微粒子の存在とコーキングの関連性を調べる。

3. 研究の方法

(1) 軽量アブレータ

炭素繊維フェルトにフェノール樹脂を含浸させて製造した炭素繊維断熱複合材料を実験で使った。アブレータの比重は約0.3であり、愛知工科大学奥山教授が製造したものである。加熱試験用のアブレータは径25~40mm厚さ約25~45mmの円柱形状に加工される。

(2) 透過率計測

アブレータ材料の透過率を測定するため、図1に示す測定装置を構築した。本装置では、直径13mm厚さ2mm程度の円柱形状を有する材料の厚さ方向に、室内空気を定常的に流し、材料サンプル両側の圧力を測定する。測定した圧力値および材料の諸元要素パラメータをもとにDarcyの法則を使って透過率を算出する。アーク加熱風洞試験した供試体モデルの透過率計測には、径40mm円柱アブレータ供試体モデルから中心の芯部(径約15mm)を取り出し、透過率測定に適した円柱平板に加工した。

(3) アーク加熱風洞

アブレータの加熱試験は、宇宙航空研究開

発機構(Japan Aerospace eXploration Agency, JAXA)または超高温材料研究センターのアーク加熱風洞を使って実験を行った。本報告書では主にJAXA風洞での実験結果を示す。アーク加熱試験は乾燥空気を用いて行い、高加熱率条件と低加熱率条件の2種類で行った。いずれも加熱時間は60秒である。風洞作動条件を表1に示す。

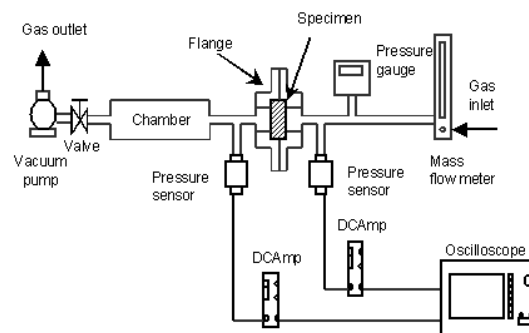


図1 透過率計測系

表1 加熱条件

	ピトー圧, kPa	加熱率, MW/m ²
高加熱	1.9	0.9
低加熱	2.2	4.6

(4) アブレータ熱応答解析

固体密度・熱分解ガス質量・運動量・エネルギー保存式を解くことで、加熱試験したアブレータ材料の熱応答解析を行った。加熱条件は実験値に合わせた。計算に必要な熱物性値は文献値を参考にしており、本アブレータ材料固有のものではない。計算結果は実験と比較するために使う。ここで、本解析法では、コーキングはモデル化されていない。

(5) レーザー透過実験

高温気流中で加熱試験している供試体前方に、波長628nmのHe-Neレーザーを気流方向と垂直に入射し、透過光強度を測定することで、供試体表面から前方に射出されている粒子の存在を調査した。アーク気流からの発光強度を抑えるためフィルターを使用し、集光レンズを使って検知器受光部に導光した。衝撃層内の粒子密度が高い場合の減衰効果をより感度良く測定するため、レーザービームを一回のみ供試体前方に入射させる測定方法に加え、ミラーを用いてレーザー光を反射させ供試体表面上を通過する回数を増やす計測も行えるよう測定系を準備した。ただし、レーザー透過実験では、軽量アブレータを使用することができなかったため、比重1.5の炭素繊維断熱複合材料を使って実験を行った。炭素繊維の比重はことなるものの、フェノール樹脂は軽量アブレータと同じものを使って製造したもので

ある。ここで、スポレーションを起こしやすいカーボン材での加熱実験を予備的に行い、本実験系によりレーザー光を透過する微粒子がレーザー光を減衰させる効果を検知できることは確認した。

4. 研究成果

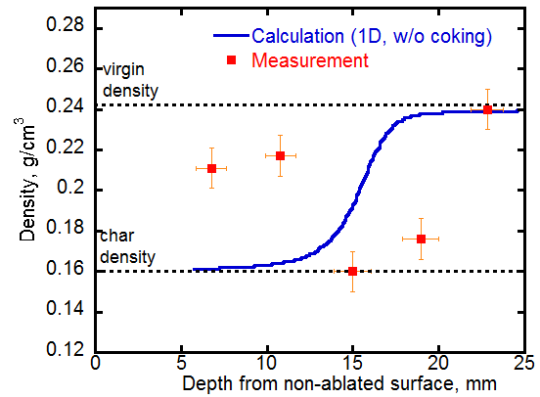
加熱後供試体の内部密度分布と透過率測定結果を図2(a)(b)に示す。図には高加熱率での実験結果を与えた。ここで、密度分布は透過率測定用の円柱平板の重さを測定して求めた。比較のために、熱応答解析結果も同図に与えた。図2(a)の計算結果から、密度が 0.16g/cm^3 でほぼ一定な領域が存在し、これを炭化層と呼ぶ。その後の密度が上昇している領域を熱分解層、 0.24g/cm^3 で一定な領域を母材層と呼び、それぞれ樹脂の熱分解反応が進んでいる程度でこのような呼び方をする。材料表面は高温気流の酸化作用により、約7mm後退し、表面から12mmの位置までの領域が炭化層、12~18mmが熱分解層、18mmより後方は母材層であることがわかる。測定した供試体炭化層密度は、解析値よりも高く、加熱表面に向けて上昇しており、解析結果と定性的に異なっていることがわかる。他方、図2(b)から、密度変化に対応して気体透過率が表面にかけて減少していることがわかる。特に、炭化層での気体透過率は母材に比するほど減少することがわかった。

本実験で得られた供試体表面および初期材料表面から内部深さ10, 15, 20mmでの温度履歴を図3に示した。本実験では、図2の結果から、表面から深さ12mmまでが炭化層に相当し、炭化層厚さは約5mmである、図3から材料が加熱されている間、炭化層は、約1000~2200Kまでの温度範囲内であったことがわかる。

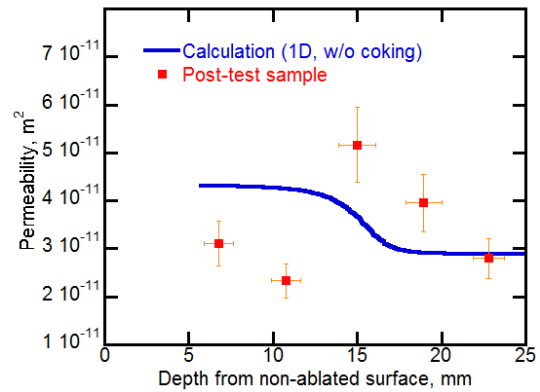
本実験で用いたアブレータ材料よりも重いものの過去の研究で、炭化層内が約1200~2200Kの間にある場合に、コーキング現象が観測されたとの報告がある。その場合でも、材料表面付近で炭化層密度の増加が補講くされている。その場合、炭化層の厚さは約6mm程度であった。ここで示した実験データは過去のアブレータでの観測条件と首尾一貫していることがわかる。さらに本研究で、コーキングが起こると母材の透過率まで気体透過性が減少することがわかった。ただし、軽量アブレータの母材層は十分空隙度が高いため、炭化層の気体透過率が低くなったといっても、気体透過性を著しく悪化させるほどではないことを付記しておく。

ただし、コーキングが起こる加熱環境の同定には再現性の確認も含めさらにデータを増やしていくことが今後の課題となった。図4に、低加熱・高加熱率条件それぞれで

の加熱後の密度分布測定結果を示す。図4(a)の低加熱率条件での結果からは、約5~15mmの間ほぼ一定の炭化層密度を示し



(a) 内部密度分布



(b) 透過率分布

図2 加熱試験後の材料の密度と透過率分布 (高加熱率条件)

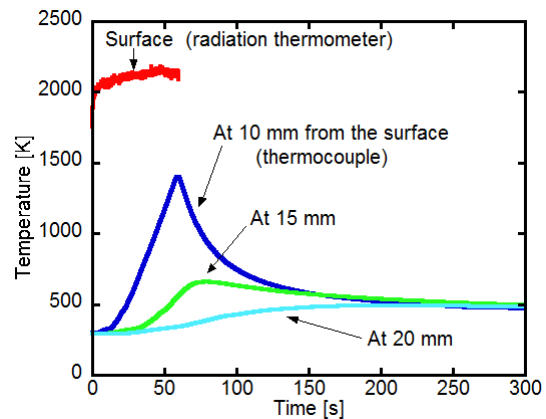
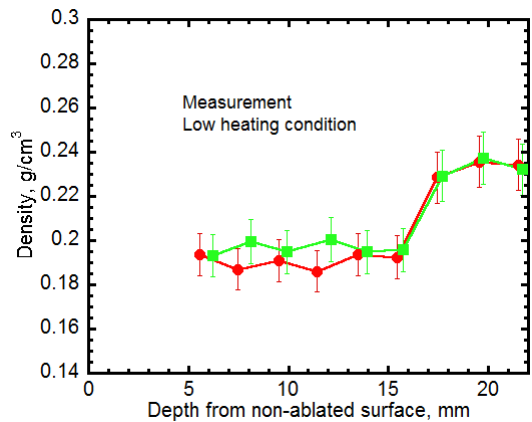


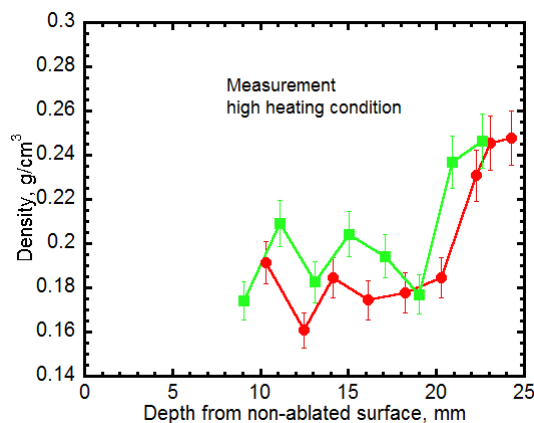
図3 加熱試験時の表面・内部温度時間履歴 (高加熱率条件)

ており、コーキング現象が起こらなかったことを示していると考えられる。ただし、内部温度は10mm位置で最高で750Kまで達し(結果はここで示していない)、表面温度

は約 2000K 程度で一定だったことから、高加熱率条件での温度環境と大きく変わらない。また、図 4(b)に示すように、高加熱率条件でも、必ずしもコーキング現象に特有な表面にかけての密度増加が明確には判別できないケースもあった。



(a) 低加熱率条件



(b) 高加熱率条件

図 4 加熱試験後の材料の密度分布

レーザー光透過計測実験より、本研究で行った実験条件では、熱分解ガス中にレーザー光を遮るような微粒子などの存在は残念ながら観測できなかった。

コーキングが起こることで予想される影響として以下が挙げられる：損耗量が減少する；噴出する熱分解ガスの炭素系ガス種が減るため輻射熱を吸収できず、結果壁面輻射加熱が増加する。本研究ではいずれも明らかにはできていない。このような影響をモデル化するためには、地上実験だけでなく、実フライト実験も併せて今後展開していく必要があると考えられる。

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計 3 件)

- ① Sakai T. (他 2 名), Computational

Simulation of Arc Heater Flows for Martian Atmosphere, Transactions of Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, 7 巻, 2009 年, 43-47, 査読有

②小林祐介, 酒井武治(他 4 名), 軽量アブレータの熱応答特性解析, 第 39 回 流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2007 論文集, JAXA-SP-07-016, 2008 年, 56-61, 査読無

③小林祐介, 酒井武治(他 4 名), コーキングに関する研究, 熱防御システム解析技術向上の研究 (JAXA Research and Development Report), 2008 年, 25-31, 査読無

〔学会発表〕(計 6 件)

①栗林充伸, 富田昌美, 酒井武治, 他 3 名, スポレーション粒子のレーザー光透過減衰実験, 平成 21 年度衝撃波シンポジウム, 平成 22 年 3 月 18 日, 埼玉大学

②酒井武治, 他 6 名, 炭化アブレータの炭化層形成, 第 53 回宇宙科学術連合講演会, 2009 年 9 月 10 日, 京都大学

③Tomita M., An Experimental and Numerical Study on Thermal Response of Ablators, 27th International Symposium on Space Technology and Science, 2009 年 7 月 9 日, 筑波国際センター

④Kobayashi Y., Sakai T., (他 5 名), An Experimental Study on Thermal Response of Low Density Carbon-Phenolic Ablators, 47th Aerospace Sciences Meeting, 2009 年 1 月 7 日, アメリカ合衆国オーランドワールドセンターマリオット

⑤小林祐介, 酒井武治(他 6 名), 軽量アブレータの熱応答特性, 平成 20 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2008 年 12 月 4 日, JAXA 宇宙科学研究本部, 神奈川県相模原市

⑥酒井武治, 小林祐介(他 5 名), 軽量アブレータの炭化過程, 第 52 回 宇宙科学連合講演会, 2008 年 11 月 5 日, 淡路島夢舞台国際会議場

〔図書〕(計 0 件)

〔産業財産権〕

○出願状況 (計 0 件)

○取得状況 (計 0 件)

〔その他〕

6. 研究組織

(1) 研究代表者

酒井 武治 (SAKAI TAKEHARU)

名古屋大学・大学院工学研究科・准教授

研究者番号: 90323047