

令和 2 年 6 月 22 日現在

機関番号：15101

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2017～2019

課題番号：17K06947

研究課題名(和文) 地上実験による飛行環境アブレーションの研究

研究課題名(英文) Study on in-flight ablation phenomena using ground testing

研究代表者

酒井 武治 (SAKAI, Takeharu)

鳥取大学・工学研究科・教授

研究者番号：90323047

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,700,000円

研究成果の概要(和文)：小型酸素ガス Torch を用いて、大気突入飛行時の非定常な空力加熱環境を模擬する実験装置を開発した。当該装置では、従来の高温プラズマ風洞と、同等で広範囲な熱流束および熱防御材表面温度条件を生成できる。同時に、風洞では難しい時間的に変化する熱流束環境下で、アブレーションセンサーを用いたアブレーション計測が可能である。本研究では、ある宇宙機の再突入条件での表面温度時間履歴を再現実験し、時間変化する加熱履歴と一定の場合とを比較した。その結果、アブレーション現象の違いを明確にセンサーで計測できることを示し、実飛行下で起こるアブレーション挙動を地上実験で再現しうることを示した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究では、大気突入軌道上で起こりえる加熱環境を地上実験で再現する実験手法を開発した。これを用いて、飛行環境におけるアブレーション環境を再現し、フライト計測用アブレーションセンサーで、アブレーション過程を検知した。このようなことが可能となることは、センサーデータから飛行環境を再構築する手法の検証を行える地上実験環境が整ったことを意味し、将来宇宙ミッションで使われる宇宙機熱防御システムの信頼性を高める意義がある。

研究成果の概要(英文)：An experimental device using an oxy-hydrogen gas torch to simulate an unsteady aerodynamic heating environment during atmospheric entry flights was developed. This device provided a broad range of heat flux and surface temperature conditions, as in existing high-temperature plasma wind tunnels. Moreover, embedded ablation sensor measurements were possible under the time-varying heat flux environment, which is challenging to do in the existing wind tunnel. In the present study, the time history of surface temperature encountered during a space vehicle's atmospheric entry condition was experimentally simulated using the developed device. The results showed a significant difference in the ablation phenomenon between the time-varying and time-constant heating history. The ground testing procedure demonstrated the reproduction of realistic entry flight ablation behavior and the detection of unsteady ablation with embedded ablation sensor measurements.

研究分野：気体力学

キーワード：アブレーション アブレーションセンサー 計量アブレータ 空力加熱 熱防御システム

様式 C - 19、F - 19 - 1、Z - 19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

宇宙機の大気突入軌道上での時間変化する空力加熱環境を地上実験で構築することが求められている。これは、従来風洞では、軌道上でのある位置での気流条件の一部を定常的にしか生成できないことに起因している。特に、将来的に最も有望である超軽量なアブレタ材では、材料自身が熱劣化する物理過程(アブレーション過程)が断熱・耐熱として作用することから、信頼性の高い熱防御システムを設計するためには、飛行環境での加熱履歴をより詳細に模擬できる地上試験法が不可欠となる。現在、様々な試みが行われている(Laub, B. et al., IPPW8, 2011, Grinstead J., et al., AIAA 2014-2384) もの、未だ実現には至っていない。

時間変化する空力加熱環境で、アブレタ材の熱防御性能を評価するためには、非定常な熱負荷に対する非定常アブレーション応答を計測することが必要となる。先述した海外における新たな試験法の試みでも、大気突入ミッションで使われたアブレーションセンサーが使われている。このような状況に対して、近年、我々の研究グループでも、再突入飛行環境で使える超小型アブレーションセンサーを開発した(基盤研究(B), H27-28 挑戦の萌芽研究)。これにより世界で初めて、アブレタの断熱性である樹脂炭化と機体表面・内部温度と、耐熱性を示す表面損耗を一つのユニットで計測可能とした。さらに 2018 年に予定されている HTV 小型回収カプセルミッションにて、アブレーションセンサーのフライト実証へと発展させている。

近年欧米を中心として、小型トーチを使った熱防御材加熱試験装置が開発されている(Allcorn E. et al., AIAA 2011-6050, Marra F. et al., IMechE, Part L., 2011)。酸素アセチレンガスを使った場合、その火炎温度は 3000 以上となる。トーチ試験は、アーク風洞など使われる試験片サイズよりも供試体材料サイズが小さくなってしまいう制約はあるが、実験系が扱いやすくかつ、高い熱流束環境を生成できアブレーション過程を実験的に模擬できる。このような実験環境は、アブレーションセンサーの作動原理の試験環境としても十分にポテンシャルを有していると考えられるが、アブレーション過程の計測に使われた例はこれまでほとんどなかった。

2. 研究の目的

本研究では、再突入軌道上での非定常加熱履歴を再現するため、超小型トーチを用いた実験装置を開発する。当該試験装置でアブレーションセンサーを用いた定常アブレーション計測を行い、アーク風洞試験で得られたセンサー作動特性データと比較し、風洞試験の再現性能を検証する。さらに、ある再突入軌道を仮定して空力加熱条件を計算し、実験でのコントロールパラメータを決めてアブレーション計測を行う。これにより、飛行環境のアブレーション過程を地上試験で再現できることを原理実証する。これらに加えて、本実験で使われる高空隙炭素基材が高温気流で加熱される際の数学モデルの妥当性を検証することを目的とした。

3. 研究の方法

(1) 超小型トーチ加熱実験系

実験系の概略図を図 1 に示す。当該装置では、図 2 にあるような径 12.7mm の円柱形のアブレタ供試体を加熱試験することを基本条件として、それに適した水冷治具等を設計した。自動ステ

ージ(SGSP20-35 XY, OptoSigma)により供試体,あるいはトーチノズル自体を軸方向に動かして,淀み点熱流束を変化させた(ただし,図1では供試体側を動かす系を示す)。ここで,本研究の結果では,ノズルトーチ側を動かす方が実験データの再現性がよいことがわかった。

また,図1では,酸水素ガス発生器を使用した場合のものであるが,当該箇所を酸素アセチレンボンベに変えて実験も行った。ただし,酸素アセチレン火炎流では,本研究で使ったアプレータ供試体で表面を損耗させることが難しかった。そのため,アブレーション実験では,主に酸水素火炎を使って実験した。

アーク加熱風洞試験での主要な標準計測を本実験での装置でも行えるよう計測系を構築した。ガードン型平頭円柱熱流束計(1/2inch, Medtherm)を使って気流の冷温壁加熱率を計測し,軸方向上の熱流束分布を把握した。また,アプレータ供試体の表面温度は,二波長放射温度計(IR-CA,CHINO)で計測した。これらのデータは,飛行軌道上の加熱環境と等価な実験条件選定に使った。

(2) アブレーションセンサー(Ablation Sensor Unit, ASU)
 本研究で使用したアブレーションセンサーの構成と作動原理概念図を図3に示す。ASUは,温度・表面損耗検知部と炭化検知部からなる径2mm程度の埋込型センサーである。温度・表面損耗検知部は,主に,光ファイバとフォトダイオードからなり,光ファイバから入光する光を波長感度が異なる2つの素子で受光する。放射温度計原理を使って,光ファイバ端面位置での温度が評価できると同時に,材料放射光から衝撃層放射光への遷移を出力電流の時間履歴から評価し表面到達時刻を検知する。当該センサーでは,光ファイバ端面の位置をずらして同様な計測を行い,表面損耗量が推定される。炭化検知部は,アプレータの炭化過程を可変抵抗回路で検知する。ポリイミド管が炭化し,電気通電する位置が深さ方向に移動する原理を利用して抵抗値を受動的に変化させている。

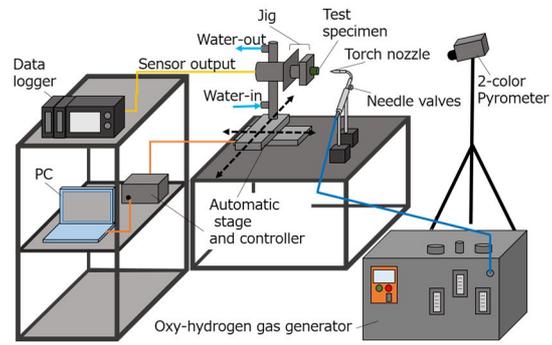
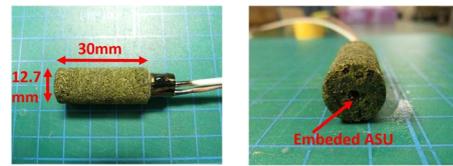


図1 超小型トーチ加熱実験系



(a) Side (b) Front

図2 供試体

(2) アブレーションセンサー(Ablation Sensor Unit, ASU)

本研究で使用したアブレーションセンサーの構成と作動原理概念図を図3に示す。ASUは,温度・表面損耗検知部と炭化検知部からなる径2mm程度の埋込型センサーである。温度・表面損耗検知部は,主に,光ファイバとフォトダイオードからなり,光ファイバから入光する光を波長感度が異なる2つの素子で受光する。放射温度計原理を使って,光ファイバ端面位置での温度が評価できると同時に,材料放射光から衝撃層放射光への遷移を出力電流の時間履歴から評価し表面到達時刻を検知する。当該センサーでは,光ファイバ端面の位置をずらして同様な計測を行い,表面損耗量が推定される。炭化検知部は,アプレータの炭化過程を可変抵抗回路で検知する。ポリイミド管が炭化し,電気通電する位置が深さ方向に移動する原理を利用して抵抗値を受動的に変化させている。

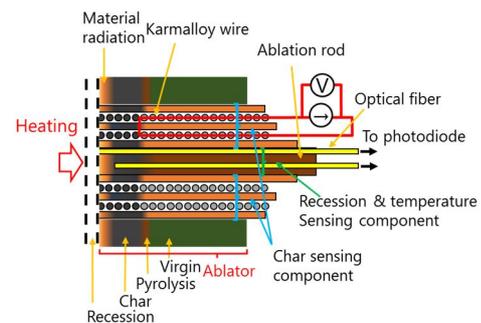


図3 ASU 構成と作動原理

4. 研究成果

(1) 超小型トーチ加熱実験系の作動特性

トーチノズルからの距離に対する冷温壁加熱率の軸方向分布を図4に示す。本実験装置では,10~180mmまでの距離に対し,約0.2~4.5MW/m²(熱流束の計測誤差は5%以内)の試験が可能であることが分かった。比較のため,JAXA/ISAS アーク加熱風洞での結果も同図に示した。なお,

アーク加熱風洞での結果は、プローブ径が50mmの計測結果である。本試験では、アーク加熱風洞試験(25~50mm径)よりも径の小さい供試体しか扱えないが、アーク風洞試験と同等の広範囲の熱負荷試験が可能である。

(2) 非定常加熱履歴での ASU データ

図 5(a)と(b)に、表面損耗検知部によるセンサー温度と光検知部出力電流の典型例を示す。OREX の飛行条件をもとに、輻射平衡温度を仮定して機体表面温度を計算し、それを本試験装置で再現した(図 5(a)の”Simulated”が条件で、”Pyrometer output”が放射温度計による表面温度時間履歴)。図中の○は、表面損耗を検知した時刻(図 5(b)のデータで判断)である。ここで、図 5(b)の表面損耗データでは、6mm 位置までは損耗していないことを示している。これは、回収した試験片の表面後退量約 4.5mm と首尾一貫していた。これを踏まえ、図 5(a)の○に着目すると、センサー出力温度は、非定常加熱履歴に呼応して、供試体表面温度を程よく追従し、再現できていることがわかる。表面損耗検知部データは、光ファイバーの融点(約 2000)以下の実験条件で、外付け放射温度計測データと程よい一致を示しており、当該センサーの精度を確認することができた。

図 6 に同条件での炭化検知部データを示す。加熱開始約 40 秒後に炭化進展速度が緩やかになっていることがわかる。これは、図 5(a)の表面温度が減少している領域に相当し、炭化進展の非定常性特性を示すものである。ここでは割愛したが、本実験により、アブレーションセンサーの非定常加熱応答は、定常加熱応答とは有意に異なる傾向を取得できた。特に定常加熱条件では、炭化検知部データは線形に増加し、図 6 データとは異なった傾向を示していることがわかった。

これら一連のデータは、開発した地上実験装置で、飛行環境アブレーションを再現できることを示すものと考えている。

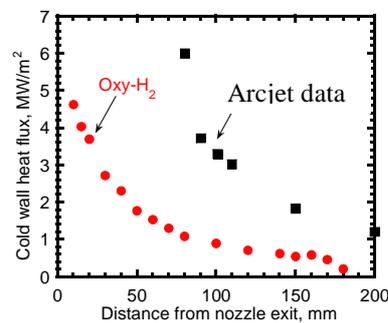
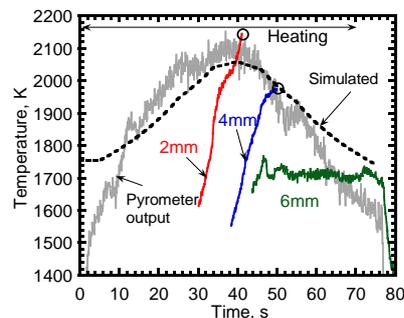
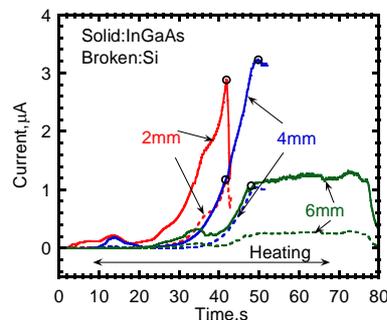


図 4 軸方向の熱流束分布(Arcjet data は The Institute of Space and Astronautical Science report. SP no.17 の Yamada らの論文による)



(a) センサー温度



(b) 光検知器出力電流

図 5 非定常加熱条件での ASU データ

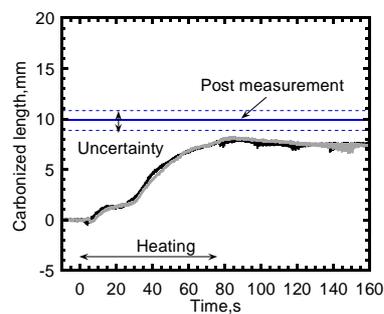


図 6 炭化検知部データ

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計4件（うち査読付論文 4件／うち国際共著 0件／うちオープンアクセス 0件）

1. 著者名 Owiti B. O., Sakai, T., Yamada K., Suzuki T., Fujita K.	4. 巻 -
2. 論文標題 Current Status of Modeling High Enthalpy Arcjet Flow	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 The transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan	6. 最初と最後の頁 -
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） なし	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -
1. 著者名 Owiti B.O., Sakai T., Ishida Y.	4. 巻 Vol. 34, No. 1,
2. 論文標題 Radiative Transfer in a Low Density Ablative Material under Arcjet Flow Conditions	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 Journal of Thermophysics and Heat Transfer	6. 最初と最後の頁 pp. 181-192
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2514/1.T5746	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -
1. 著者名 Horiuchi T., Sakai T., Fukui H., Shimamoto D., Hotta Y., Ishida Y., Suzuki T., Fujita K.	4. 巻 Vol. 61, No. 5,
2. 論文標題 Thermal Response Analysis Of Porous Carbon-based Non-Ablative Heatshield In An Arcjet Flow Condition	5. 発行年 2018年
3. 雑誌名 Transactions of The Japan Society For Aeronautical and Space Sciences	6. 最初と最後の頁 pp. 211-218
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2322/tjsass.61.211	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -
1. 著者名 Dantsuka Y., Sakai T., Ishida Y., Suzuki T., and Fujita K.	4. 巻 Vol. 32, No. 3,
2. 論文標題 Development of TemperaturMeasurement Technique Using a Dual-Component Ablation Sensor	5. 発行年 2018年
3. 雑誌名 Journal of Thermophysics and Heat Transfer	6. 最初と最後の頁 pp. 813-815
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2514/1.T5254	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

〔学会発表〕 計16件（うち招待講演 2件 / うち国際学会 7件）

1. 発表者名 川端弘樹、廣瀬樹、石田雄一、酒井武治
2. 発表標題 レーザー加熱される低密度熱防御材内の熱流体連成解析
3. 学会等名 第28回スペース・エンジニアリング・コンファレンス
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 中村司、平野虎太郎、石田雄一、酒井武治
2. 発表標題 低加熱環境でのアブレーションセンサー応答に関する実験
3. 学会等名 令和1年度宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 酒井武治
2. 発表標題 アブレーションセンサーASUの開発
3. 学会等名 日本航空宇宙学会関西支部 第473回 航空宇宙談話会（招待講演）
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Owiti B.O., Sakai T., Ishida Y., Tanno H.
2. 発表標題 Thermal Response Simulation of Low Density Heat Shields under an Arcjet Flow Condition
3. 学会等名 The 32nd International Symposium on Shock Waves, July 2019, Singapore (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Sakai T., Iwamoto K., Nakamura T., Ishida Y.
2. 発表標題 Unsteady Testing of an Ablation Sensor in Torch Flame
3. 学会等名 32nd International Symposium on Space Technology and Science, June 2019, Fukui Japan (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Owiti B.O., Sakai T., Kawabata H., Ishida Y.
2. 発表標題 Thermal Response Analysis of Low Density Ablative Materials Subjected to High Temperature
3. 学会等名 American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Conference (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 酒井武治、岩本健太、中村司、石田雄一
2. 発表標題 アブレーションセンサーの非定常加熱試験法の開発
3. 学会等名 平成30年度航空宇宙空カシンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 岩本健太、中村司、酒井武治、藤田和央、鈴木俊之、石田雄一
2. 発表標題 非定常加熱環境におけるアブレーションセンサーの作動特性
3. 学会等名 第62回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 岩本健太、中村司、酒井武治、石田雄一
2. 発表標題 アブレーションセンサー艦装供試体のトーチ火炎内の加熱試験
3. 学会等名 平成30年宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Owiti .B.O., Sakai T., Kawabata H., Ishida Y.
2. 発表標題 Coupled Radiation, Conduction and Convection Analysis for Low Density Heat Shield Material in High Temperature Environments
3. 学会等名 International Conference on Flow Dynamics (ICFD) (国際学会)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 酒井武治
2. 発表標題 はやぶさのその後を担う 再突入技術
3. 学会等名 日本機械学会2018年度年次大会先端技術フォーラム
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 酒井武治
2. 発表標題 惑星大気突入宇宙機の空力加熱現象と防御法
3. 学会等名 第424回名城大学理工談話会 (招待講演)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 酒井武治
2. 発表標題 アブレーションセンサーユニット(ASU)の作動特性
3. 学会等名 平成29年度航空宇宙空力シンポジウム
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Sakai T., Iwamoto K., Nakamura T., Ishida Y., Suzuki T., and Fujita K.
2. 発表標題 Operational Characteristics of Ablation Sensor Unit (ASU)
3. 学会等名 56th AIAA Aerospace Sciences Meeting (国際学会)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Dantsuka Y., Sakai T., Iwamoto K., Ishida Y., Suzuki T., and Fujita K.
2. 発表標題 Ablation Measurements In A Low Density Heat Shield Using Ablation Sensor Unit (ASU)
3. 学会等名 The 31th International Symposium on Shock Waves (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Horiuchi T., Sakai T., Fukui H., Ishida Y., Suzuki T., and Fujita K.
2. 発表標題 Thermal Response Analysis Of Porous Carbon-based Non-Ablative Heatshield
3. 学会等名 The 31st International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4. 発表年 2017年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

鳥取大学工学研究科機械宇宙工学専攻熱エネルギー工学研究室研究紹介
<http://www.mech.tottori-u.ac.jp/douryoku/news04.html>

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
--	---------------------------	-----------------------	----