

プラズマ加熱によるケイ素系耐熱材料のアブレーション試験 Ablation Experiments of Silicon-based Heat-resistant Materials by Plasma Heating

群馬大理工・学

立山オートマシンマレーシア

群馬大院理工・院

群馬大工・学

群馬大院理工

矢島 颯大

Nurul MALISA

橋本 真

中里 一優

船津 賢人

Abstract

A space vehicle reentering to the Earth's atmosphere receives severe aerodynamic heating. In order to protect the space vehicle from such heating, ablation method is used widely. Carbon-based heat-resistant materials are mainly used for ablation materials, and silicon-based heat-resistant materials are also expected for ablation materials. In our laboratory, focusing on silicon carbide as a silicon-based heat resistant material, and ablation experiments of silicon carbide have been performed systematically in air plasma freejets. In previous study, the test piece was fed at a constant speed in order to keep the heat flux constantly. In this study, an automatic position control system was constructed and was applied to the ablation experiments of silicon carbide. As a result, the position of test piece was kept at constant position by applying the automatic position control system.

1. はじめに

地球大気圏に再突入する宇宙往還機の前方には強い衝撃波が発生し、機体は著しい空力加熱を受ける。この加熱から機体を守る熱防御法にアブレーション法がある。アブレーション法とは、機体表面を被覆する熱防御材料の相変化による吸熱反応と、相変化で発生した気体により機体への流入熱量を低減させるものである¹⁾。熱防御材料には炭素系材料が広く用いられている。また、ケイ素系材料は高密度かつ高い耐熱性をもち、放射加熱をブロックする効果が高く、次世代の耐熱性材料として注目されている²⁾。

本研究では、ケイ素系耐熱材料として炭化ケイ素に着目し、空気プラズマフリージェットを用いたアブレーション試験を系統的に行っている^{3)~5)}。空気プラズマフリージェットの熱流束はジェット噴出口からの距離に依存する。以前の研究^{3), 4)}では試験中の加熱率を一定に保つために一定速度で試料を送り、ある加熱率条件下で質量損失量や質量損失速度の測定を行った。しかし、一定速度で送る場合、一定の加熱率条件で試験を行うにはある程度の経過時間を要することや、加熱率条件を変更する際に、送り速度を調整する必要がある。そこで、現在までに、一定の加熱率条件、すなわち試料先端を一定の位置に制御するシステムの構築を行ってきた⁵⁾。

本研究では、以前の研究⁵⁾に用いた位置制御システムを改良し、炭化ケイ素のアブレーション試験に適用した。また、試料の様子をビデオカメラで撮影し、試料の形状変化について考察した。

2. 実験装置および方法

2-1 実験装置概略

実験装置概略を図1に示す。実験装置は大別してプラズマフリージェット発生装置、位置制御システム部、および観察部からなる。プラズマフリージェット発生装置は、内部に陰極をもつトーチと出口直径0.7mmの一次ノズルが一体となっており、外部に陽極を兼ねた二次ノズルが設置されている。作動気体には空気(体積比率 $N_2 : O_2 = 79 : 21$)を使用した。一次-二次ノズル間の距離は2.5mmとし、この間に発生させた極小

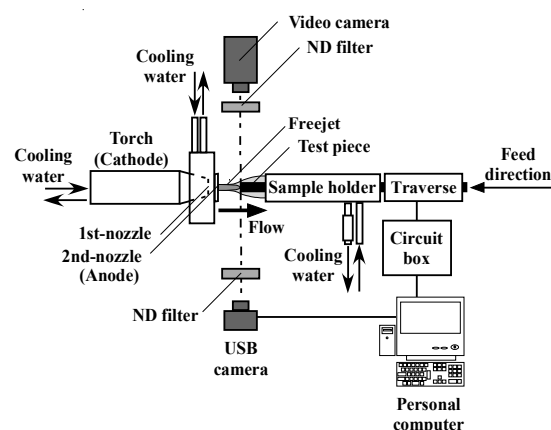


Fig. 1 Schematic view of experimental setup

空気プラズマジェットを二次ノズル出口から噴出させることにより、高温の空気プラズマフリージェットを得た。

空気プラズマフリージェットの発生条件は、放電電流15A、放電電圧 $180 \pm 5V$ 、貯気室圧力は絶対圧力で0.6MPa、雰囲気圧力は大気圧(0.1MPa)とした。試料ホルダーは三重円管構造になっており、内部に水を流して冷却した。試料には直径2.0mmの断面形状を持つ炭化ケイ素の丸棒を用いた。

位置制御システム部は試料送り装置とUSBカメラ、位置制御プログラム、マイクロコンピュータから構成される。試験中の試料からは著しく強い発光があるため、O.D. = 5.0のNDフィルターを用いて減光した。ここでO.D. = 5.0は光学濃度が5.0であり、透過率が $1/10^{5.0}$ であることを意味する。USBカメラで撮影した映像と制御プログラムから試料先端位置を追跡し制御した。

観察部では、汎用ビデオカメラをジェットの流れに対して垂直方向に設置し、アブレーション試験中の試料の様子を同時に撮影した。

2-2 試料先端位置の制御方法

試験中の試料位置の追跡はUSBカメラの映像をもとに行う。USBカメラの映像から切り出した画像を図2

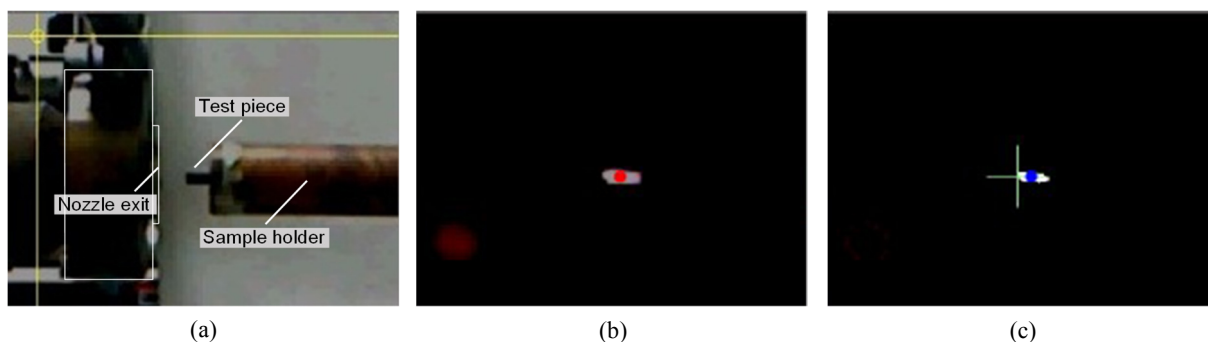


Fig. 2 Images of ablation experiments

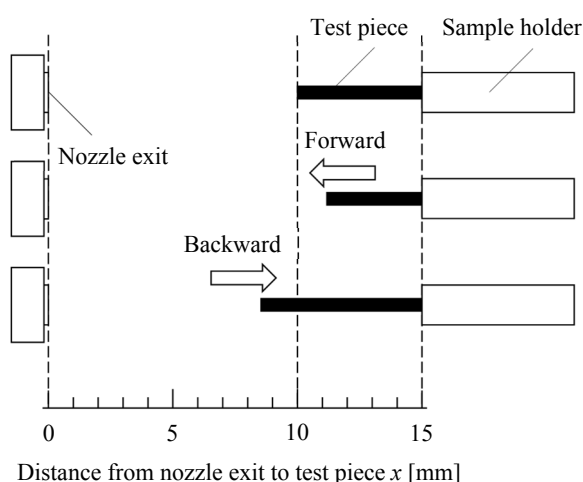


Fig. 3 Operating setting

に示す. 図 2 (a)のように試料を設置し, アブレーション試験を行った. 図 2 (b)のアブレーション試験中の画像から, 試料先端部の放射をRGB値で取得する. 取得した値は経過時間によらず同値と仮定し, 同値の空間領域を試料加熱領域とする. 図 2 (b)を二値化した画像を図 2 (c)に示す. 画像中の白い領域は試料加熱領域であり, 青い点は領域の中心, 緑の十字中心は試料先端位置に対応する. これにより, 試料先端位置を検出し, 追尾する.

プログラムの動作設定を図 3 に示す. 試料が二次ノズル出口に近づく向きを正方向, 二次ノズル出口から離れる向きを逆方向とした. ノズル出口からの距離を x とし, $x=10\text{mm}$ を目標位置とした. 二次ノズル出口から試料先端の距離に応じて送り速度を調整した. 送り速度の調整にはPWM (Pulse Width Modulation) 制御を用いた (図 4). 図 4 のようにデューティ比 (電圧のON/OFFの割合) を変化させ, モーターに印加される平均電圧をコントロールする. デューティ比はマイクロコンピュータにより, 256階調で表現されるPWM値を用いて変更する. 例えば, PWM値が255の場合では, デューティ比が100となり, 電源電圧がそのままモーターに印加される. また, PWM値が128の場合では, デューティ比が50となり, 電源電圧の約半分の電圧がモーターに印加される. これにより電源

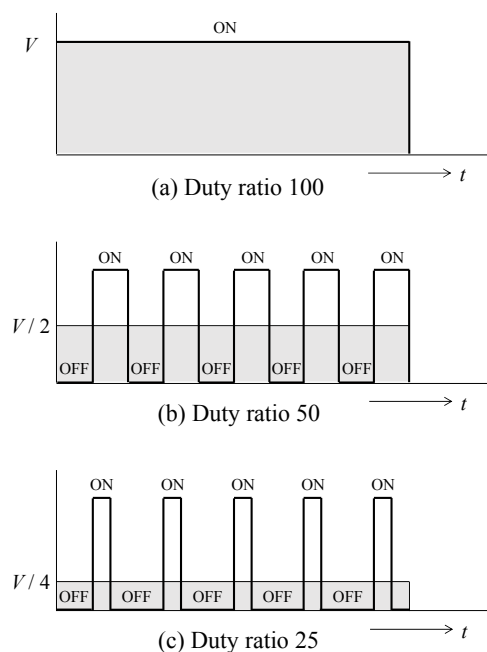


Fig. 4 PWM control method

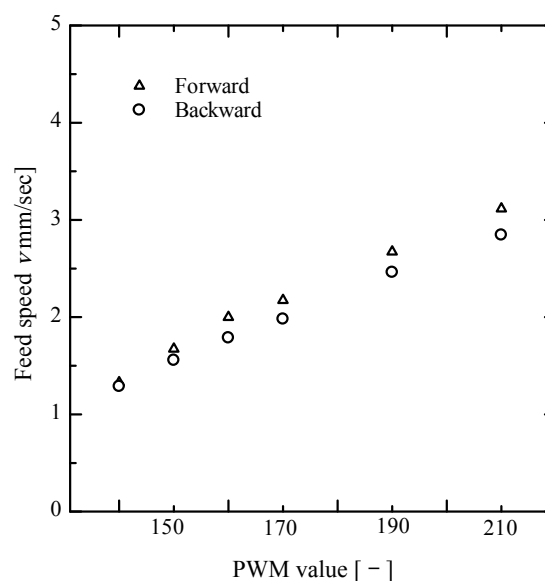


Fig. 5 Relationship between PWM value and feed speed

Table 1 Operating setting of PWM value

Distance from nozzle exit to test piece x [mm]	PWM value [-]
$15.00 < x$	160 (Forward)
$11.00 < x \leq 15.00$	210 (Forward)
$10.25 < x \leq 11.00$	160 (Forward)
$10.01 < x \leq 10.25$	150 (Forward)
$9.75 < x \leq 10.01$	0
$9.55 < x \leq 9.75$	140 (Backward)
$9.35 < x \leq 9.55$	155 (Backward)
$x \leq 9.35$	210 (Backward)

電圧を変更することなく、マイクロコンピュータで送り速度の調整を簡便に行うことができる。PWM値と送り速度の関係を図5に示す。図よりPWM値を高くするに従い、送り速度が速くなることがわかる。この関係をもとにプログラムの設定を行った。プログラムにおけるPWM値の設定を表1に示す。目標位置に対して試料先端位置が離れるに従い、PWM値を大きく設定することで送り速度を速くし、目標位置に到達するまでに要する時間を短くした。

3. 実験結果および考察

3-1 空気プラズマフリージェット

本研究で使用した空気プラズマフリージェットの画像を図6の上段に示す。ジェットの流れ方向は画像左から右である。ジェットは直径2.0mmの二次ノズル出口から噴出後、径方向に広がる。径方向の最大は約10mm、全長は約50mmである。ノズル出口から約30mmまでは白い発光領域をもち、30mm以降では淡い緑色の発光領域に変わる。ジェットの熱流束を図6の下段に示す。熱流束測定はアブレーション試験とは別の実験系で行い、ジェット中心軸上に設置した熱流束計内を流れる冷却水の温度変化を測定し算出した。図の横軸は二次ノズル出口からの距離、縦軸は熱流束であり、黒丸は測定値である。図より熱流束は二次ノズル出口からの距離20mmまで急激に減少することがわかる。20mmから30mmにかけては緩やかに減少し、30mm以降ではほぼ一定の値になることがわかる。今回の目標位置である10mm位置の熱流束値は、測定データの外挿より約4.5MW/m²である。

3-2 アブレーション試験

アブレーション試験中の試料先端位置の時間変化を図7に示す。比較のために一定速度で送った場合⁴⁾にも色探査を行い、試料先端位置の時間変化を取得した。横軸は加熱開始からの経過時間、縦軸は二次ノズル出口からの距離を示している。図中の赤の実線は位置制御プログラムを適用した場合、黒の実線は一定速度(0.61mm/sec)で送った場合である。一定速度で送った場合、加熱開始から15秒までは試料先端位置が10mm位置から大きく変動していることがわかる。一方、制御プログラムを適用した場合、経過時間によらず試料先端を目標位置付近に維持できていることがわかる。アブレーション試験中の試料の様子を図8に示す。

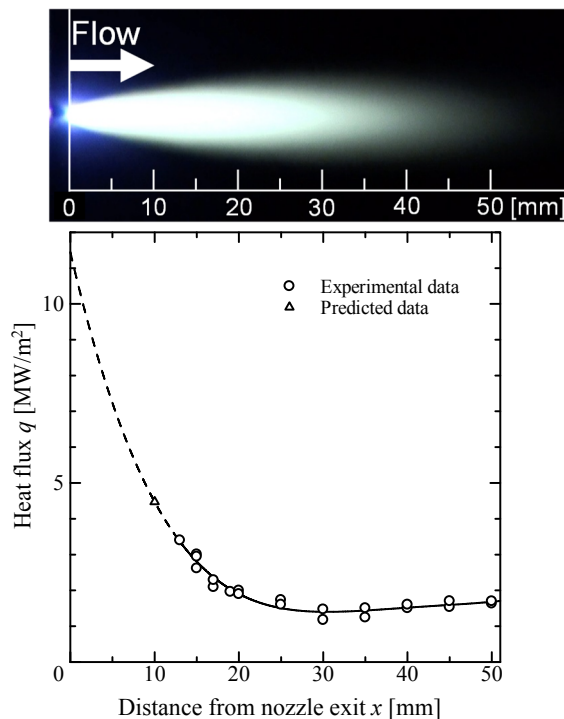


Fig. 6 Video image and profile of heat flux of air plasma freejets

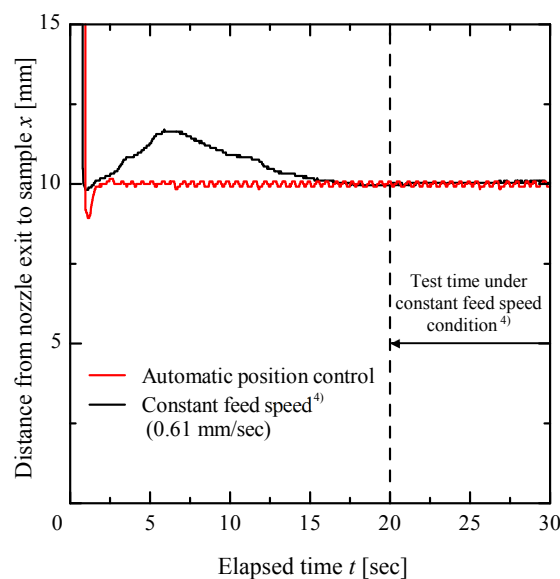


Fig. 7 Position change profile of test piece

上段は位置制御システムを適用した場合、下段は送り速度を一定とした場合である。各画像の左の白線は二次ノズル出口、右の白線は試料ホルダーの側面、中央の破線は目標位置であり、二次ノズル出口からの距離10mm位置を示している。また、ジェットは画像の左から右に流れており、各画像下の時間は加熱開始からの経過時間を示している。位置制御システムを適用した場合、経過時間によらず、試料先端を10mm位置に維持できていることがわかる。形状変化についてみると、加熱開始から10秒で試料先端が先細な形状となり、

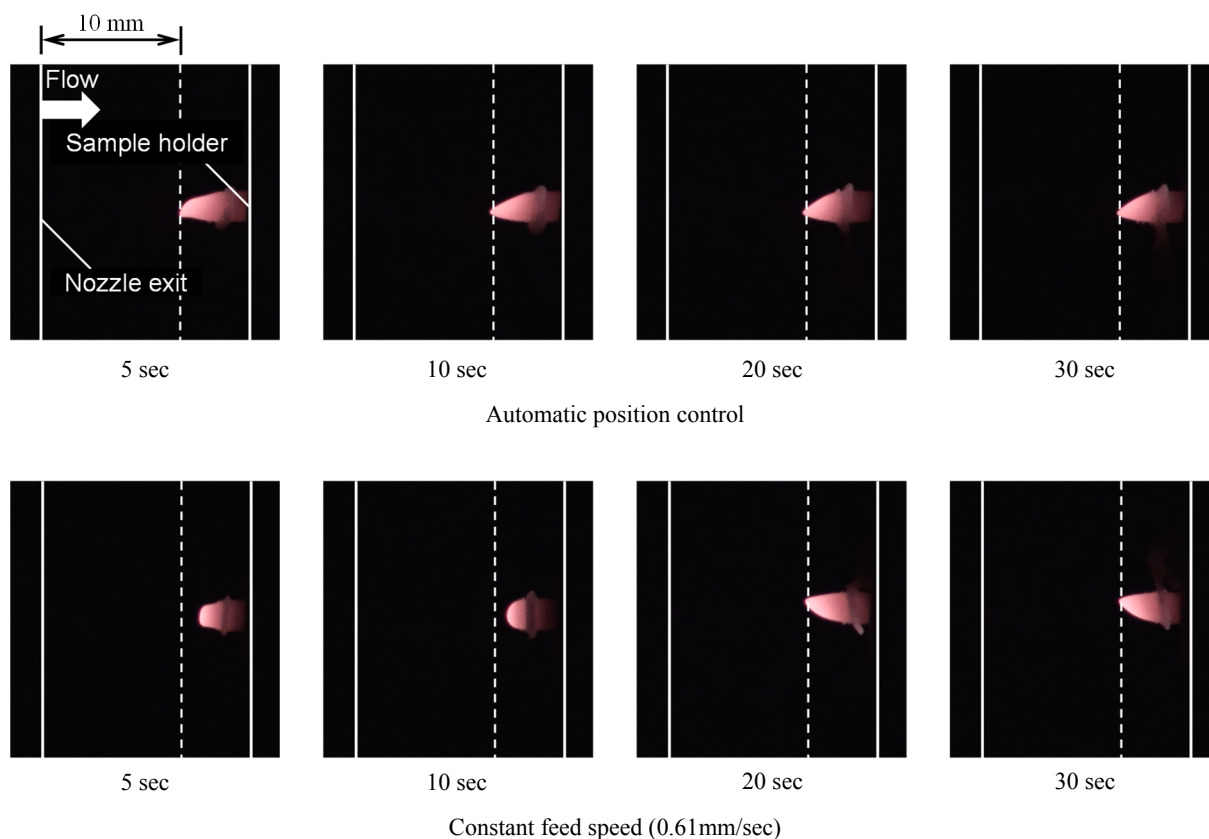


Fig. 8 Video camera images of silicon carbide ablations

その後は同形状であることがわかる。一定速度で送った場合、加熱開始から10秒までは、試料先端が10mm位置より試料ホルダー側に移動していることがわかる。形状変化についてみると、加熱開始から20秒にかけて丸みを帯びた形状から先細な形状になることがわかる。また、20秒以降ではほぼ同様な形状であることがわかる。位置制御システムを適用した場合の方が、一定速度で送った場合に比べ、試料が先細な形状になるまでに要する時間が短い。これは位置制御システムを適用することで、ジェットの影響率が維持されたためだと考えられる。

位置制御システムを適用することで試料先端を一定の位置、すなわち一定の加熱率条件で試験を行うことができた。今後は制御する位置を変更し、加熱率を変更したアブレーション試験を行っていく予定である。

4. まとめ

本研究では、位置制御システムを改良し、炭化ケイ素のアブレーション試験に適用した。また、試料の様子をビデオカメラで撮影し、試料の形状変化について考察した。以下に主な結果を示す。

- (1) 位置制御システムを適用することで、プラズマ加熱により損耗する試料先端をほぼ一定の位置に制御することができた。
- (2) 試料先端部は加熱により、経過時間とともに損耗し、先細な形状となる。
- (3) 一定速度の場合に比べ、試料先端形状が安定するまでに要する時間が短くなる。

謝辞

本研究の一部はJSPS科研費JP25420847, JP17K06941の助成を受けた。

参考文献

- 1) Park, C., "Review of Chemical-Kinetic Problems of Future NASA Missions, I: Earth Entries," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 7, No. 3, pp.385-398, (1993).
- 2) Tran, H. K. and Sawako P. M., "Thermal Degradation Study of Silicon Carbide Threads Developed for Advanced Flexible Thermal Protection Systems," *NASA-TM-103952*, pp. 1-11, (1992).
- 3) Funatsu, M., Ozawa, R., Shirai, H., and Takakusagi, F., "Experimental Study of Ablation Processes of SiC-based Materials in Air Plasma Freejets," *Trans. JSASS Aerospace Technology Japan*, Vol. 8, No. ists27, pp. Pe_41-Pe_46, (2010).
- 4) Funatsu, M., Konishi, K., Kawada, M., Ozawa, M., and Takakusagi, F., "Visualizations of SiC ablations in Air Plasma Freejets," *Trans. JSASS Aerospace Technology Japan*, Vol. 11, No. ists29, pp. Po_2_45-Po_2_50, (2014).
- 5) Nurul MALISA, 橋本真, 戸叶和宏, 福田健吾, 船津賢人, 「プラズマ加熱による炭素系材料の耐熱試験」, 平成28年度宇宙航行の力学シンポジウム, URI: <https://repository.exst.jaxa.jp/dspace/handle/a-is/802341> (参照日 2018年3月30日), 2pages, (2016).