

極超音速統合制御実験機の排気流に対する外部ノズルの熱的応答に関する数値解析 Numerical Analysis of Thermal response of external nozzle by exhaust gas

藤井謙, 松尾亜紀子(慶應義塾大学), 千賀崇浩, 佐藤哲也(早稲田大学), 大木純一, 田口秀之(宇宙航空研究開発機構)
Ken Fujii, Akiko Matsuo(Keio University), Takahiro Chiga, Tetsuya Sato(Waseda University), Junichi Oki, Hideyuki Taguchi(JAXA)

Abstract

In this report, numerical investigation about CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastics) is conducted.. Firstly, determination of the property of CFRP is conducted. Arrhenius parameter can be calculated from thermogravimetric analysis. By comparing with experimental result, it is confirmed that obtained parameter can reproduce pyrolysis reaction. Secondly, The validation about thermal response is conducted. Interface temperature obtained from calculation result shows slight underestimation of 2.2 K with experimental result This result indicate that calculation is appropriate.

Keywords: Ramjet engine, Ablation, Exhaust gas, Heat transfer

1. 緒言

国際化された現代において航空産業は必要不可欠な存在である。航空機の高速化, すなわち航行時間の短縮は旅客や貨物の総輸送回数の増加につながり, 大きな経済効果をもたらす[1]。これらを背景に, 宇宙航空研究開発機構(Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA)は今後 20 年の長期ビジョンの中で極超音速旅客機の実現に向けた技術実証を行うことを提案している[2]。JAXA は機体全体の統合技術や実飛行環境における飛行技術の検証のために実証実験を三段階に分け, 段階的に実証する極超音速飛行実験構想を立案した[3]。その第一段階にて用いられるのが極超音速統合制御実験機(High Mach Integrated Control experiment, HIMICO)である。第一段階における実験目的は, これまで独立に開発された機体と空気吸い込み式エンジンとを統合した技術を検証することである。エンジンと機体の二つの相互作用を検証するにあたって第一段階の実験は更に二つに分けられている。HIMICO 一号機はエンジンの燃焼を行わず飛行実証実験を行い飛行技術を確立することを目的とし, HIMICO 二号機はエンジン内での燃焼を行いその相互作用を検証することを目的としている。

HIMICO 二号機本体の概略図とエンジン付近に拡大図を図1に示す。HIMICO の全長は 1.5 m となっている。これは実験において HIMICO は観測ロケット S-520 に搭載される形で打ち上げられるので, その大きさに合わせる必要があるためである。またエンジンはインテーク, ラム燃焼器, ノズルで構成されるラムジェット形態となっている。

HIMICO は実験において高度 24 km 地点をマッハ数 5 で航行することが計画されているため, 機体や翼の先端部では全温が 1200 K にまで達することが予想される。さらに, エンジン後方は排熱の影響で高温になるため, さらに高い温度に達することを想定し設計を行なう必要がある[4]。また, HIMICO は試験機という性質上様々な計測機器が搭載されており, これらが正常に作動するためには機体内部を 350 K 以下に保たなければならない。そのため, HIMICO の設計においてこれらを満たすような耐熱設計を行うことが要求される。この排熱への対策の一つとしてアブレターのアブレーションが提案されている。アブレターの様式図を図2に示す。アブレターによって引き起こされるアブレーション

シオンは表面に生じる加熱を化学反応に伴う吸熱反応によって消費し, 構造内部の温度を一定に保つ機構である。これらは主にロケット先端部やロケットエンジンのノズルといった厳しい加熱環境に晒される部位に用いられてきた[5]。

本稿ではアブレターとしての使用が検討されている材質の一つである CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastics)の化学反応パラメーターの推定とその検証を行った。また得られた CFRP の化学反応パラメーターを用いて伝熱解析を行い, ラムジェットエンジン燃焼実験によって得られた結果を比較対象として数値解析の妥当性を検証した。

2. CFRP のアレニウスパラメーターの算出と検証

CFRP は加熱された時内部の樹脂が熱分解ガスとなり外部へ放出されるため, その密度は低下する。熱分解反応による CFRP の密度変化は以下の式(1)に従って進行する。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = \sum_i \frac{\partial \rho_i}{\partial t} = \sum_i \left\{ -A_i \left(\frac{\rho_i - \rho_{ci}}{\rho_{vi} - \rho_{ci}} \right)^{n_i} \exp \left(-\frac{B_i}{T} \right) \right\} \quad (1)$$

ここで ρ はアブレターの密度, ρ_i はアブレター内部に存在し熱分解反応を起こす各物質の密度, A_i, B_i, n_i は各反応における頻度因子, 活性化温度, 反応次数を表す。また下付き添字 v, c はそれぞれ virgin(未反応)層と char(炭化)層を表す。式(1)中の頻度因子 A_i , 活性化温度 B_i , 反応次数 n_i , 熱分解反応を起こす物質の数 i は物質に固有のパラメーターである。本章では CFRP に対するこれらのパラメーターを推定し, その妥当性の検証を行う。

図3に本研究で用いた CFRP に対する熱重量分析(Thermogravimetric analysis, TGA)の実験結果[6]を示す。熱重量分析では測定物を一定の速度で昇温し, 測定物の重量の変化を温度の関数として取得している。図3の実験結果は測定物の温度上昇速度を 1 K/min で一定とした時の結果である。図3で得られた質量損失量は温度上昇速度が一定であることから時間の関数とみなすことができる。そのた

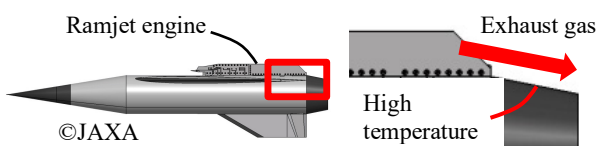


図1 HIMICO の全体図

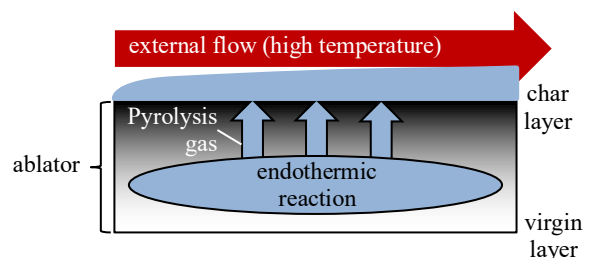


図2 アブレターの様式図

め、各温度における熱分解反応の反応速度の大きさは図3の曲線の傾きとして得ることができ、これを算出したものを図4に示す。なお反応速度を算出する際CFRPの未反応状態の密度は文献値[7]を参照している。図4より熱分解反応の反応速度は二つのピークを持つことがわかる。これより熱分解反応を起こす物質の数は二つと推定され、熱分解反応はこの二つの熱分解反応の重ね合わせとして表現される。ここで500 Kにおいて反応速度がピークとなる物質を*i*=1、840 Kにおいて反応速度がピークとなる物質を*i*=2と仮定すると、それぞれの物質の未反応時における質量分率は図3より1.6%、11.1%であると推定される。以下では各物質の熱分解反応をそれぞれ reaction1、reaction2と呼ぶ。

次に A_i, B_i, n_i を算出する。式(1)はCFRPの密度の減少速度を表しているため、式(1)の符号を反転することで熱分解ガスの生成量の式を得ることができる。これに対して式変形を行い、両辺の対数をとることで以下の式(2)を得る。

$$\ln K_i = -\frac{B_i}{T} + \ln A_i \quad (2)$$

$$K_i = \left(\frac{\rho_{vi} - \rho_{ci}}{\rho_i - \rho_{ci}} \right)^{n_i} \frac{d\rho_{gi}}{dt}$$

なお ρ_{gi} は各物質から生じる熱分解ガスの密度である。ここで $\ln K_i$ は n_i を陽的に定めることで既知の値となる。これより図3、図4から得られる温度 T の逆数とこれに対応する $\ln K_i$ をプロットし、得られた直線の切片と傾きから A_i と B_i の値を得ることができる。

上記の値をプロットし近似直線を引いたものを図5に示す。なお陽的に与える n_i の値は-100から100までの整数とし、近似直線の相関係数が最も大きい時の値を図5に

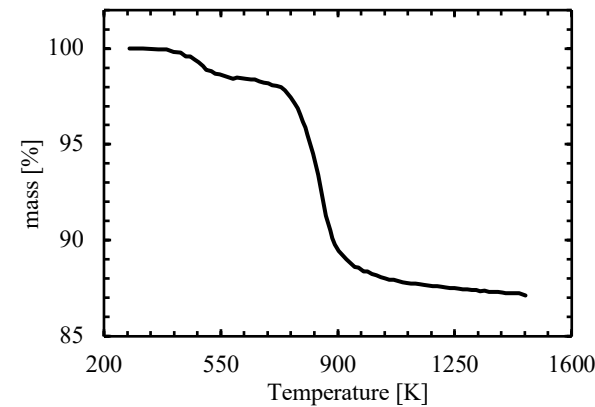


図3 CFRP に対する熱重量分析

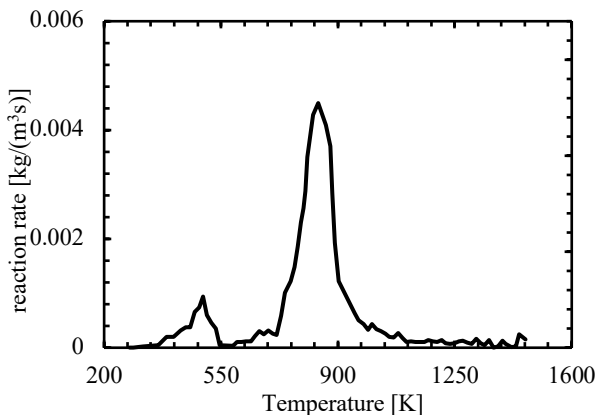


図4 CFRP の熱分解反応の反応速度

示している。図5より適切な n を選ぶことで近似直線の相関係数は両反応ともに 0.98 以上となり、精度の高い近似直線を得られた。図5の近似曲線から得られた A_i, B_i, n_i の値をまとめたものを表1に示す。

得られたアレニウスパラメーターを用いて熱分解反応の反応速度を計算したものを図6に示す。図6より計算によって得られた反応速度はピーク地点においてその大きさを過大評価しているが、そのピーク位置は一致していることがわかる。また得られたパラメーターを用いて零次元解析を行い、熱重量分析結果との比較を行ったものを図7に示す。図7より計算結果は840 K付近における熱分解反応を実験と比べて急峻に評価していることがわかる。これは図6に示した反応速度の過大評価の影響であると考えられる。しかし質量損失量の実験との絶対誤差は最大でも約1%であり、CFRPの熱的応答に大きな影響を与えないと考えられることから、本研究において算出したアレニウスパラメーターの妥当性は十分であると考えられる。

3. ラムジェットエンジン燃焼試験結果との比較

3.1 実験の概要

本節では伝熱解析の妥当性の検証において比較対象となるラムジェットエンジン燃焼実験について述べる。実験

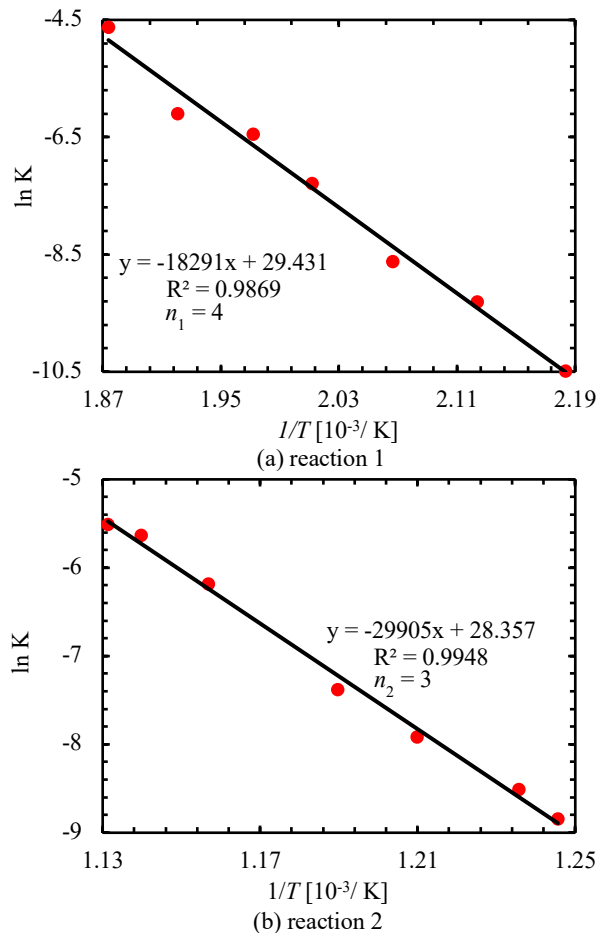


図5 実験値のプロットと近似直線

表1 CFRP の各反応におけるアレニウスパラメーター

	A_i	B_i	n_i
1st reaction(<i>i</i> = 1)	6.05×10^{12}	1.83×10^4	4
2nd reaction(<i>i</i> = 2)	2.07×10^{12}	2.99×10^4	3

においてラムジェットエンジンは風洞に直接取り付けられており、風洞からの流体がエンジン前方のインテークから流入し、後方のノズルより外部へ流出する。ラムジェットエンジン後方には HIMICO 二号機の機体を模した外部ノズルが取り付けられており、このノズルにおいて温度計測が行われた。温度の計測地点を表したものを図 8 に示す。外部ノズルの上流と下流についてそれぞれ CFRP 表面、CFRP とインコネルの界面、底面の温度を熱電対によって計測を行っている。通風開始前の風洞の全圧は 300 kPa、全温が 900 K であり、通風開始後燃焼器内に水素を、当量比が 0.55 となるよう約 5 秒間噴射し燃焼を行った。

実験によって得られた温度履歴を図 9 に示す。なお図 9 は上流において計測したノズル表面、耐熱材とインコネルの界面の温度であり、風洞からの流体がノズル表面に接触し壁面温度が上昇する地点を $t=0$ としている。図 9 より、外部ノズル表面温度は風洞からの流体によって徐々に加熱され、排気流が接触する直前ではその温度が約 400 K に達する。エンジンでの燃焼が開始すると燃焼によって生じた高温排気流がノズルに接触し、その表面温度は急激に上昇する。その後燃焼が終了することで排気流が燃焼器から流れなくなり、壁面温度は低下する。そして通風が終了することで表面温度は急激に減少する。界面における温度は外部からの加熱に応じて単調に増加していく。

3.2 計算条件

本節では前節での実験を比較対象として一次元伝熱解析を行った。支配方程式としては Chen et al[8]の提案した壁面内部での熱拡散、アブレーターによる熱分解ガスの生成を考慮した非定常熱伝導方程式を用いた。支配方程式を

以下に示す。

$$\rho \frac{\partial h}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \cdot \left(\kappa_s \frac{\partial T}{\partial x} \right) + (h_g - \bar{h}) \frac{\partial \rho}{\partial t} + h_g \frac{\partial \rho}{\partial t} \quad (3)$$

なお ρ は耐熱材の密度、 h は比エンタルピー、 κ_s は耐熱材の熱伝導率、 \bar{h} は反応前の熱分解ガスの比エンタルピーを表し、下添字の g は熱分解ガスを表す。また熱分解ガスについては零次元仮定をおき、アブレーターの熱分解ガスは生成した後瞬時に外部に放出すると仮定した。

計算対象は前節で述べたラムジェットエンジンの外部ノズルであり、その厚みは 20.44 mm である。外部ノズルの材質は表面から CFRP、インコネル、コルク、SUS304 となっており、その厚さはそれぞれ 7.15 mm、3.07 mm、7.15 mm、3.07 mm となっている。CFRP の物性値は前章で推定・算出した値を用い、インコネル、コルク、SUS304 の物性値については文献値[9]-[11]を参照した。境界条件について、排気流に触れる部分の境界については実験で得られた温度の時間履歴、つまり図 9 の赤線で示した温度履歴を入力した。底面側の境界条件は断熱条件として計算を行った。格子点数は 42 点とし、その格子幅は一定とした。

初期条件については、計算開始時に壁面内部で定常状態が成立していることを仮定した。つまり計算開始時における表面、耐熱材とインコネルの界面、底面の温度から、各部材内部における熱流束が一定となるよう温度勾配を算出し温度分布を決定した。

3.3 計算結果と実験結果との比較

図 10 に計算結果と実験結果との比較を示す。図 10 より

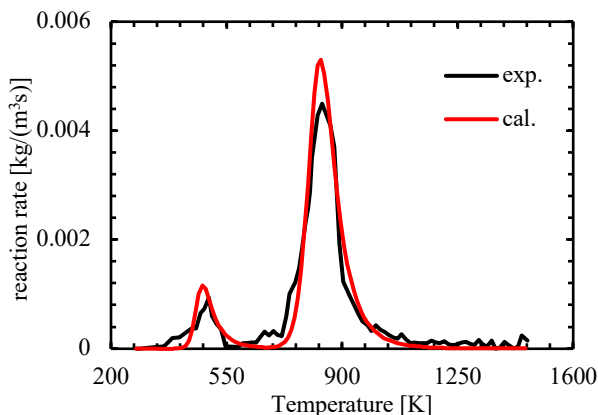


図 6 熱分解反応の反応速度の実験値との比較

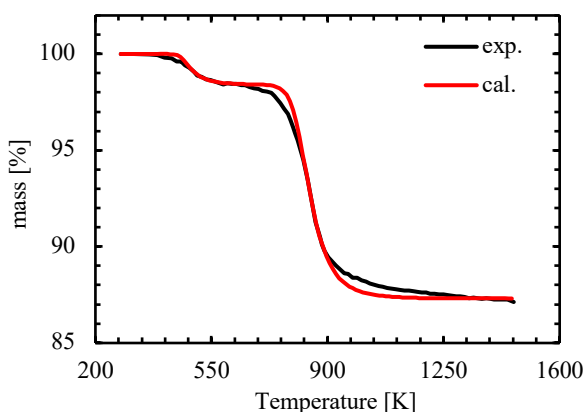


図 7 零次元解析の実験値との比較

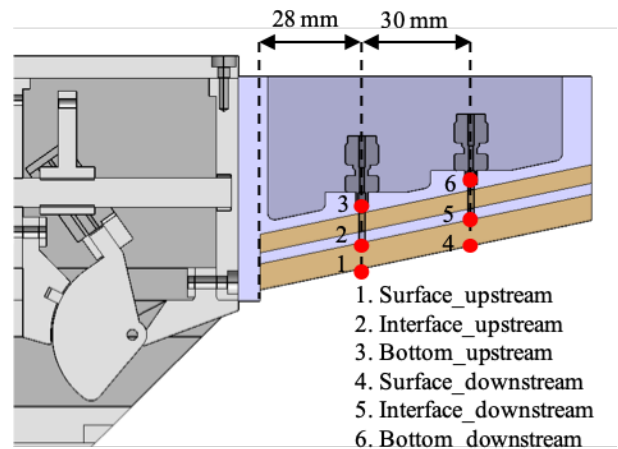


図 8 実験における温度の計測地点

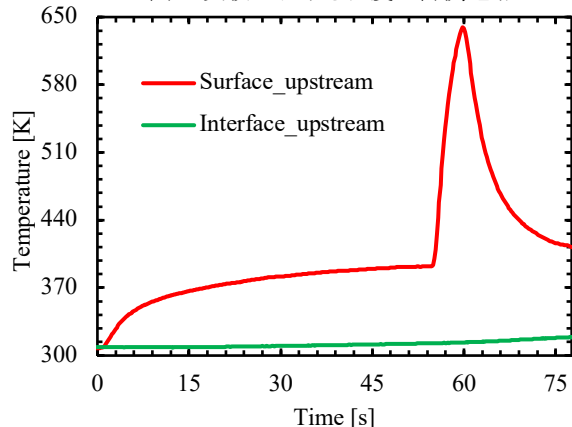


図 9 上流におけるノズル温度の時間履歴

界面での温度履歴は単調に増加し、排気流による加熱後その勾配は急になることがわかる。計算によって得られた温度履歴は実験結果と比べて過小評価しており、その差は実験開始から 77.6 秒後において約 2.2 K となっている。これより本解析の妥当性は十分であると考えられる。

図 11 に外部ノズル全域における温度分布を示す。図 11 (a)より排気流に接する CFRP は加熱による温度変化が大きく生じる一方で、それ以降の層については温度の時間変化が小さいことがわかる。また図 11 (b)よりインコネルについてはその層内での温度勾配が小さいことがわかる。ここで各部材における熱拡散率 α を表 2 に示す。表 2 より金属であるインコネル, SUS の熱拡散率は高い一方, CFRP やコルクの熱拡散率は小さい。物質の熱拡散率が高い場合、その物質は内部の温度変化をより早く伝えることができる。よって計算によって得られる各部材の温度分布の違いはこの熱拡散率の違いによるものであると考えられる。

4. 結論

本報告では実験で用いられた CFRP の物性値の推定, 算出を行った。アレニウスプロットを用いて算出されたアレニウスパラメーターを用いることで、零次元解析と熱重量分析との結果は良い一致を示した。その誤差は最大でも 1% であることから、本研究で算出した物性値の妥当性は十分であると考えられる。またラムジェットエンジン燃焼実験において取得された壁面温度履歴と計算結果との比較を行った。CFRP, インコネル界面における温度履歴の計算結果は実験の値と比べて壁面内部温度を約 2.2 K 過小評価し、十分な妥当性が得られた。

<参考文献>

- [1] 宇宙航空研究開発機構, “極超音速機の研究開発構想,” 2007.
- [2] 宇宙航空研究開発機構, “JAXA 長期ビジョン 2025,” 2005.
- [3] H. Taguchi et al., “極超音速予冷ターボジェット機の飛行実験構想,” 平成 27 年度宇宙輸送シンポジウム, 2016.
- [4] H. Taguchi et al., “極超音速推進技術の飛行実証構想,” 平成 28 年度宇宙輸送シンポジウム, 2017.
- [5] Bianchi et al., “Chemical Erosion of Carbon-Phenolic Rocket Nozzles with Finite-Rate Surface Chemistry”, *Journal of Propulsion and Power* Vol. 29, No. 5, pp.1220-1229, 2013.
- [6] T. Suzuki et al., “火星着陸探査に向けた大気突入モ

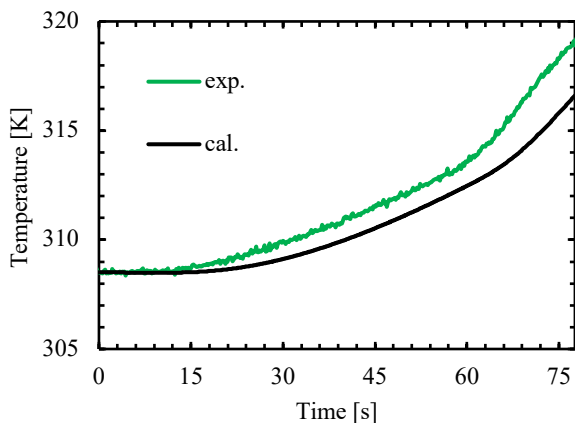


図 10 CFRP-インコネル界面(表面から 7.15 mm 地点)における温度の時間履歴

ジュールのエアロシエル開発,” 第 47 回流体力学講演会/第 33 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム論文集, pp. 183-188, 2016.

- [7] T. Suzuki et al., “Thermal Response Analysis of Low-Density CFRP Ablator,” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, vol. 10, no. 28, pp. 21–30, 2012.
- [8] Y. K. Chen et al. “Ablation and Thermal Response Program for Spacecraft Heatshield Analysis”, *AIAA paper*, 98-2073.
- [9] S.M.Corporation, “Inconel Alloy 625,” www.Specialmetals.com, 2013.
- [10] M. Da Silva et al., “cork: properties, capabilities and applications,” *International Materials Reviews*, vol. 50, no. 6, pp. 345–358, 2005.
- [11] 日本熱物性学会, “熱物性値ハンドブック”, 養賢堂, 2008.

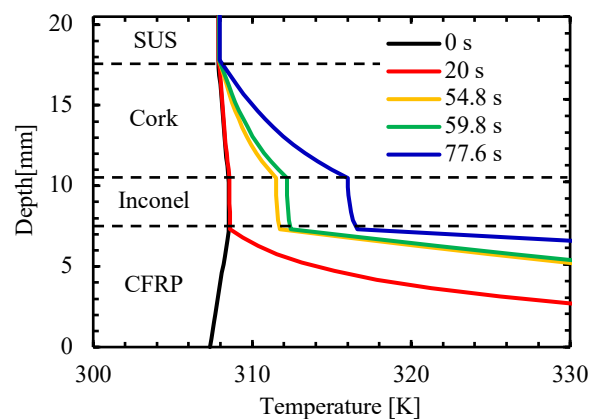
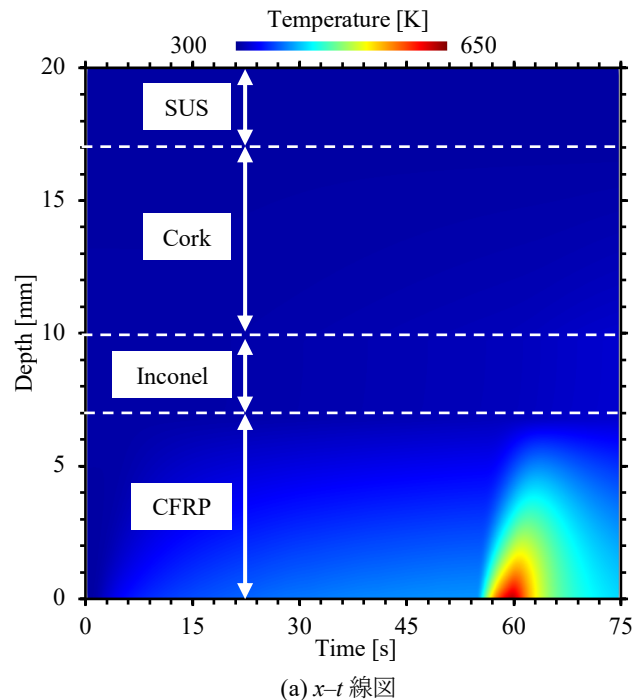


図 11 外部ノズル全域における温度分布

表 2 各部材における熱拡散率

	CFRP	Inconel	Cork	SUS
α [$10^{-6} \text{m}^2/\text{s}$]	0.543	3.95	0.643	3.99