

極超音速統合制御実験機排気流による内部ノズルの熱的応答に関する流体・伝熱連成解析 Coupling Calculation on Thermal Response of External Nozzle in Hypersonic Aircraft

藤井謙, 松尾亜紀子(慶應義塾大学), 田口秀之(宇宙航空研究開発機構)
Ken Fujii, Akiko Matsuo(Keio University), Hideyuki Taguchi(JAXA)

Abstract

In this report, numerical investigation about hypersonic aircraft is conducted to check the applicability of ablator installed in the rear part of hypersonic aircraft. In coupling calculation, surface temperature rise because of heat transfer from exhaust gas to the wall while the amount of heat flux decrease because temperature difference between exhaust gas to the wall decrease. Bottom temperature in the wall does not exceed in 350 K in whole calculation time and then we conclude that the performance of the thermal protection system is sufficient in this structure. In addition, if the surface material is set to cork, temperature gradient in the wall becomes steep because of low thermal conductivity of cork.

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認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1.5m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24km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1200K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350K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適用が提案されている。アブレターの模式図を図

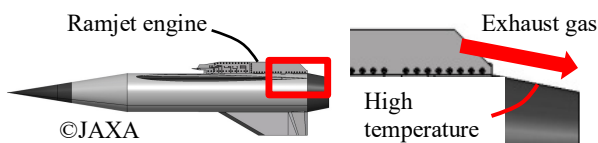


図1 HIMICOの全体図

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HIMICOのエンジン後方を計算対象とした流体・伝熱連成解析を行い内部温度の変化を調査することで, 熱負荷防護システムの適用性を検討した。また外部ノズル表面材質の違いによる壁面内部温度の差異の調査を行った。

2. 計算手法

2.1 流体解析の計算手法

本稿での流体解析では, 支配方程式について二次元圧縮性 Reynolds Averaged Navier-Stokes 方程式を用いた。本稿では気体種として N_2 , O_2 , H_2 , H_2O , C_6H_5OH の計五気体種を考慮した。なお C_6H_5OH はアブレターの熱分解ガスを模擬するために用いた。粘性係数の計算には Chapman-Enskog の式[6]を, 熱伝導係数の計算には Eucken の式[7]をそれぞれ用いた。時間積分法には MFGS 法[8]を用いた。また, 気体については熱的に完全な気体として扱い, 乱流モデルとして $k-\omega$ モデル[9]を用いた。対流項の離散化については UMUSCL 法[10]によって二次精度化された SLAU2[11], 拡散項の離散化については二次精度中心差分を用いた。

2.2 伝熱解析の計算手法

本報告では機体壁の数値解析を行うにあたって, 支配方程式として Chen et al[12]の提案した壁面内部での熱拡散, アブレターによる熱分解ガスの生成を考慮した式を用いた。以下に式を示す。なお式(1)は壁面内部のエネルギー保存式を表し, アブレターは式(2)に従って熱分解をしていく。

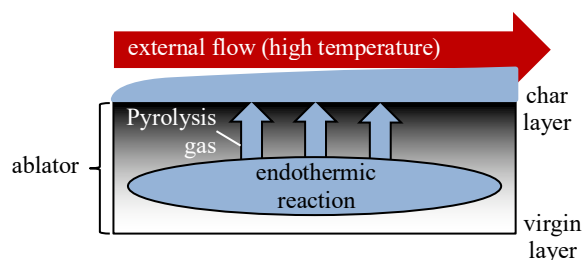


図2 アブレターの模式図

$$\rho \frac{\partial h}{\partial t} = \nabla \cdot (\kappa_s \nabla T) - (h_g - \bar{h}) \nabla \cdot \dot{m}_g - \nabla \cdot (\dot{m}_g h_g) \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = \sum_i \frac{\partial \rho_i}{\partial t} = \sum_i \left\{ -A_i \left(\frac{\rho_i - \rho_{ci}}{\rho_{vi} - \rho_{ci}} \right)^{n_i} \exp \left(-\frac{B_i}{T} \right) \right\} \quad (2)$$

$$\kappa_s = \tau \kappa_v + (1 - \tau) \kappa_c \quad (3)$$

ただし,

$$\tau = \frac{\rho_v}{\rho_v - \rho_c} \left(1 - \frac{\rho_c}{\rho} \right) \quad (4)$$

$$\bar{h} = \frac{\rho_v h_v - \rho_c h_c}{\rho_v - \rho_c} \quad (5)$$

ここで式中の下付き添字 v, c はそれぞれ virgin 層と char 層を表す。なお、熱分解ガスは熱量的完全と仮定した。式(2)は対象となる耐熱材によって式の形やそれぞれの定数の値が異なるため、本報告では HIMICO のアブレーターとして用いられる CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastics)[13]を解析対象とした。耐熱材の熱伝導率 κ_s は、virgin 層と char 層の混合層中を占める virgin 層の割合を表す τ によって重み付けされた平均によって表される。なお τ は式(4)のように定義される。また CFRP の比熱については potts らが提案した、基材に炭素を用いたアブレーターに対する経験式[14]を用いて算出した。ある温度 T における CFRP の比熱 C_p は以下のように計算される。

$$C_p(T) = \frac{c_2 T}{\sqrt{T^2 + c_1^2}} \quad (6)$$

なお式(6)中における c_1, c_2 は定数であり、それぞれ $c_1 = 800 \text{ K}, c_2 = 2300 \text{ J/kg K}$ である。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。そのため熱分解ガスの質量流量は以下の式(7)のように計算され、熱伝導方程式は式(8)のようになる。

$$\dot{m}_g = - \int_{\text{bottom}}^{\text{surface}} \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} \right) dx \quad (7)$$

$$\rho \frac{\partial h}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \cdot \left(\kappa_s \frac{\partial T}{\partial x} \right) + (h_g - h_s) \frac{\partial \rho}{\partial t} + h_g \frac{\partial \rho}{\partial t} \quad (8)$$

耐熱壁内部の支配方程式(2)(8)を解くにあたって、拡散項の離散化については二次精度中心差分を用いた。また式(2)における時間積分法については二次精度 Crank-Nicolson 法を、式(8)における時間積分法についてはオイラー陽解法を用いた。

2.3 流体解析と伝熱解析の連成手法

本研究における数値解析には 10 秒オーダーの解析を必要とするが、この間常に流体解析と伝熱解析の連成を行う

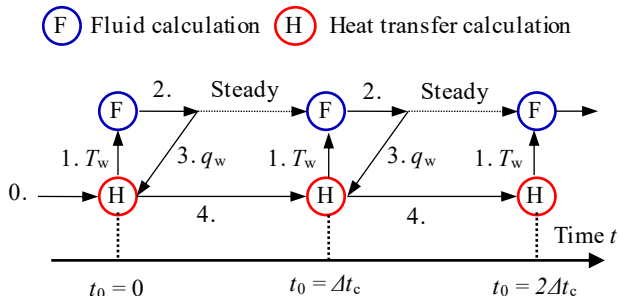


図3 連成計算手順の模式図

のは計算コストの観点から困難である。そのため本報告においては、以下に示す手法[15]を用いて計算コストの削減を行った。

計算コストを削減するために、流体が定常状態となるまでにかかる時間スケールが物体内部の過渡伝熱の時間スケールに比べて極めて小さいと仮定する。つまり流体が瞬時に定常状態を形成するという仮定を導入する。連成計算手順を模式図としたものを図3に示す。流体・伝熱連成解析において、まず始めに壁面内部温度分布を初期条件として設定する。その後物体壁面温度を固定した状態で流体のみの解析を行う。流体解析によって物体表面に生じる熱流束を算出し、この値が定常となるまで流体計算を行う。次に得られた定常熱流束を境界条件とし、物体内部に対して伝熱解析を一定時間 Δt_c 行う。この際流体解析を行わず流体が一定時間 Δt_c の間変化しないことを仮定することで、連成解析における計算コストの削減を行う。上記の仮定により伝熱解析を行う間は物体表面に生じる熱流束 q_{cnv} の値を一定とし、物体表面温度を毎ステップ更新する。伝熱解析を Δt_c の間行い内部温度分布を更新した後、更新された機体壁表面温度を境界条件として流体計算を行い、定常解を得る。上記の計算を繰り返すことによって連成計算を行う。

3. HIMICO 外部ノズルにおける流体・伝熱連成解析

3.1 計算条件

図4に連成計算の計算条件を示す。計算対象はHIMICOのエンジン後方である。最小格子幅は外部ノズル壁面付近で $1 \mu\text{m}$ とし、初期条件はアブレーション壁部分の温度を 300 K で一定とした場合の定常解とした。ノズル流入条件

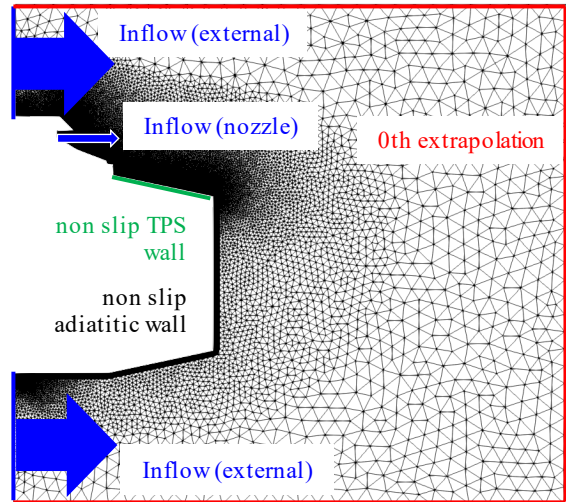


図4 流体・伝熱連成計算における計算条件

表1 ノズル流入条件におけるモル分率

O ₂	N ₂	H ₂	H ₂ O
0.103	0.694	0.041	0.162

表2 各流入条件における物理量

	Mach number	Temperature[K]	Pressure [kPa]
nozzle	1.0	1633	111.6
external	5.0	216.6	5.529

におけるモル分率, 各流入条件における物理量をまとめたものを表1, 表2にそれぞれ示す. 外部流は空気を仮定し, そのモル分率を $N_2:O_2 = 0.79:0.21$ とした.

機体壁側の格子点数は 265×162 点とし, 格子幅は 0.125 mm で均一とした. 外部ノズルの材質は表面から CFRP またはコルク, インコネル, コルク, SUS304 とし, その厚さはそれぞれ $3 \text{ mm}, 7 \text{ mm}, 3 \text{ mm}, 7 \text{ mm}$ とした. 連成計算の時間間隔については表面材質が CFRP の場合 50 ms , コルクの場合 10 ms とした.

3.2 排気流によって生じる外部ノズルへの熱負荷

図5に連成計算によって得られた表面温度の時間履歴を示す. 図5(a)は表面材質が CFRP の場合における表面温度の $x-t$ グラフを示し, 横軸は外部ノズル表面に沿う方向の距離を示す. 図5(a)より連成計算を行うことによって排気流からの加熱を考慮することができ, 表面温度は全領域で上昇していることがわかる. また図5(b)に定常状態で最も加熱の厳しい地点である $x_s = 29.9 \text{ mm}$ における温度の時間履歴を示す. 図5(b)より表面材質が CFRP とコルクの場合の両方について, 計算開始直後から壁面温度が加熱により急激に上昇し, 一定時間経過後におよそ一定となることがわかる. 計算開始から25秒後においてその値はコルクの方が高くなり, コルクの場合は 1320 K , CFRP の場

合 1100 K となることがわかる.

次に図6に連成計算によって得られた表面熱流束の時間履歴を示す. 図6(a)は表面材質が CFRP の場合における表面熱流束の $x-t$ グラフを示す. 図6(a)より壁面熱流束は時間の経過とともに減少していくことがわかる. これは前述した壁面温度の上昇によって流体と壁面表面との温度差が小さくなるためと考えられる. 次に図6(b)に $x_s = 29.9 \text{ mm}$ における壁面熱流束の時間履歴を示す. 図6(b)より壁面熱流束の値は壁面温度と対照的に CFRP の方が大きくなることがわかる. これは表面温度が CFRP の方がコルクより低く, 流体と壁面との温度差が高くなっていることが原因であると考えられる. 計算開始から25秒後においてその値はコルクの場合 67 kW/m^2 , CFRP の場合 112 kW/m^2 となることがわかる.

図7に $x_s = 29.9 \text{ mm}, t = 25 \text{ s}$ における壁面内部の温度分布を示す. 図7(a)は表面材質が CFRP の場合における内部温度の $x-t$ グラフを示し, 縦軸は外部ノズルの深さ方向の距離を示す. 図7(a)より, 排気流と直接触れている CFRP について, その温度は排気流からの熱の移動によって上昇することがわかる. 一方でそれ以外の材質(インコネル, コルク, SUS)における温度上昇は小さいことがわかる. また, 図7(b)(c)に $t = 25 \text{ s}$ における内部温度分布を示す. 図7(b)より, $t = 25 \text{ s}$ における各部材とインコネルの界面での

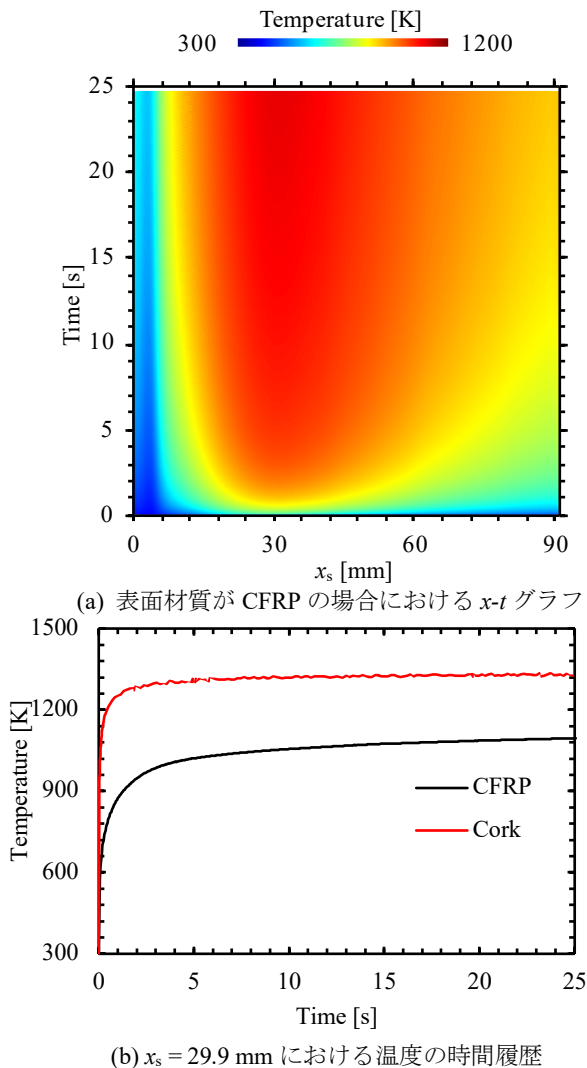


図5 流体・伝熱連成計算における表面温度の時間履歴

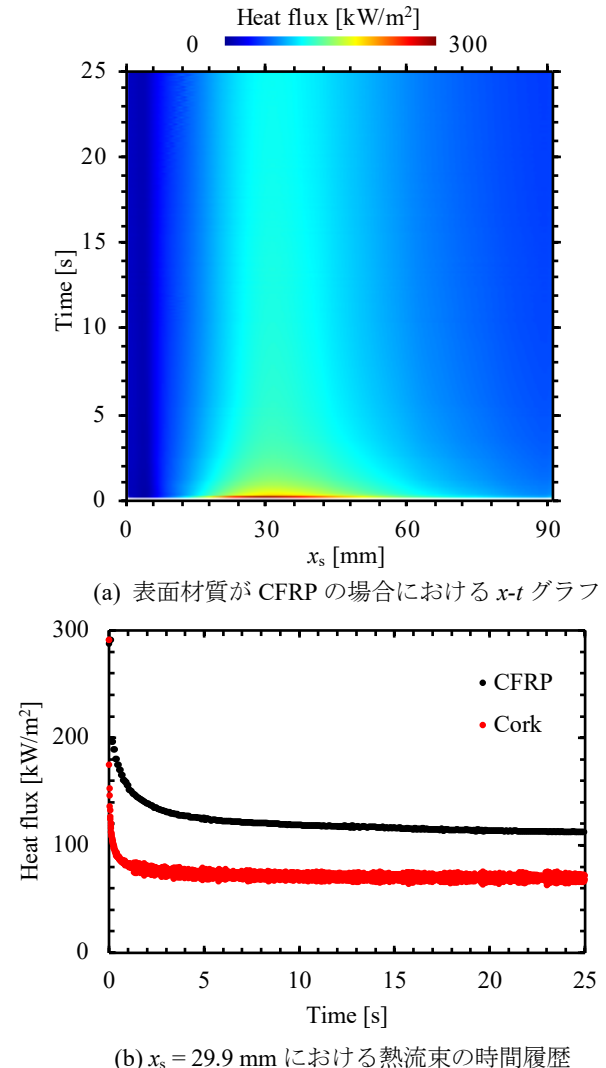


図6 流体・伝熱連成計算における表面熱流束の時間履歴

温度は、表面材質がCFRPの場合 320 K である一方、表面材質がコルクの場合 308 K となった。これは各部材の熱伝導率の違いが原因であると考えられる。本計算においてCFRPの熱伝導率は 0.15~0.45 W/mK である一方、コルクの熱伝導率は 0.045 W/mK であり、コルクの場合の方が全域において熱伝導率が低い。物質の熱伝導率が低いほど内部への熱の移動量が少なくなり、壁面内部の温度勾配が大きくなるため、今回のような結果が得られたと考えられる。また図 7(c)より、SUS 底面 (Depth = 20 mm)における温度は排気流が機体後部に流れる 25 秒間において 0.01 K のみ上昇することがわかる。要求されている機体内部温度は 350 K 以下であり、本計算で得られた結果はこれを十分に満たす。この結果より、HIMICO に搭載された熱負荷防護システムは十分な耐熱性能を持つことが示された。

4. 結論

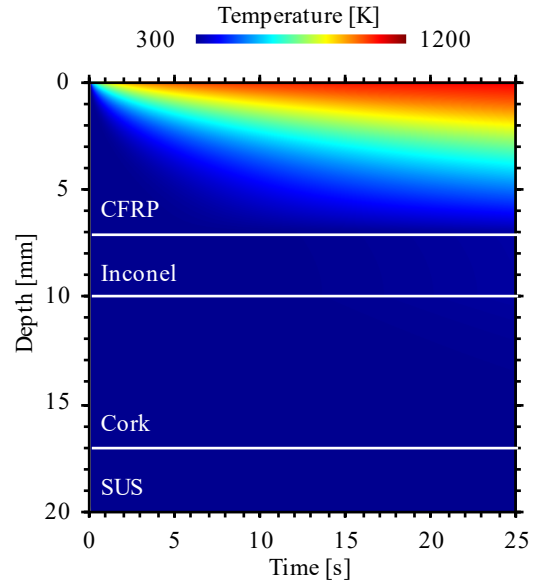
本研究では HIMICO の外部ノズルを計算対象とした 2 次元流体・伝熱連成解析を行い、熱負荷防護システムの適用性を検討した。流体・伝熱連成解析によって得られた計算結果より、壁面 25 秒間の燃焼時間において機体底面温度はほとんど変化しないため、耐熱材に CFRP を用いた場合その耐熱性能は十分である。またまた外部ノズル表面材質の違いによる壁面内部温度の差異の調査を行った結果、表面材質がコルクの場合、コルクの低熱伝導性によって壁面内部温度分布が急峻になり、表面温度が CFRP の場合と比べてインコネル界面における温度を低く評価した。

<参考文献>

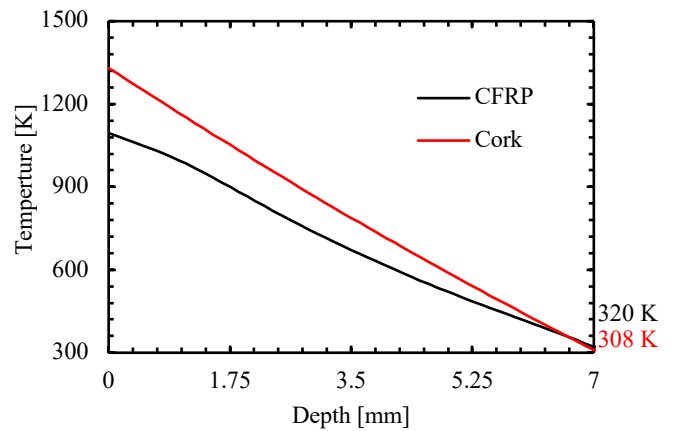
- [1] 宇宙航空研究開発機構, “極超音速機の研究開発構想,” 2007.
- [2] 宇宙航空研究開発機構, “JAXA 長期ビジョン 2025,” 2005.
- [3] H. Taguchi et al., “極超音速予冷ターボジェットの飛行実験構想,” 平成 27 年度宇宙輸送シンポジウム, 2016.
- [4] H. Taguchi et al., “極超音速推進技術の飛行実証構想,” 平成 28 年度宇宙輸送シンポジウム, 2017.
- [5] Bianchi et al., “Chemical Erosion of Carbon-Phenolic Rocket Nozzles with Finite-Rate Surface Chemistry”, Journal of Propulsion and Power Vol. 29, No. 5, pp.1220-1229,2013.
- [6] S. Chapman et al., “The Mathematical Theory of Non-uniform Gases”, Cambridge University Press,1939
- [7] Roger et al. “Estimated viscosities and thermal conductivities of gases at high temperature”,1962
- [8] 嶋英志, “構造/非構造格子 CFD のための簡単な陰解法,” 第 29 回流体力学講演会, 1997.
- [9] D. C. Wilcox, “Turbulence Modeling for CFD”, DCW Industries, 2006
- [10] C. O. E. Burg, “Higher order variable extrapolation for unstructured finite volume RANS flow solvers,” 17th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, pp. 1-17, 2005.
- [11] K. Kitamura et al., “Towards shock-stable and accurate hypersonic heating computations: A new pressure flux for AUSM-family schemes”, Journal of Computational Physics, Vol245, pp.62-83,2013
- [12] Y. K. Chen et al. “Ablation and Thermal Response Program for Spacecraft Heatshield Analysis”, AIAA paper, 98-2073.
- [13] T. Suzuki et al., “火星着陸探査に向けた大気突入モ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.

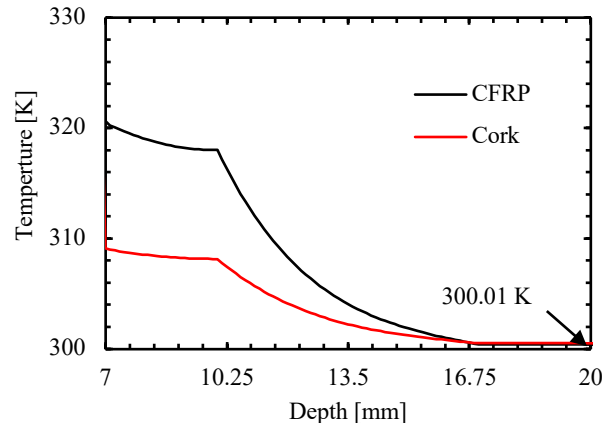
- [14] R. Potts et al., ‘application of Integral Method to Ablation Charring erosion, a Review’, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.32, no.2, pp.200-209,1995
- [15] S. Zhang et al., “Time-adaptive, loosely coupled strategy for conjugate heat transfer problems in hypersonic flows,” Journal of Thermophysics and Heat Transfer, vol. 28, no. 4, pp. 635-646, 2014.



(a) 表面材質が CFRP の場合における x-t グラフ



(b) 表面材質の $t = 25$ s における温度分布



(c) インコネル・コルク・SUS 内部の $t = 25$ s における温度分布

図 7 壁面内部の温度分布