

熱的・アブレーション応答モデルを連成した極超音速外部流数値解析 Numerical Simulation of Hypersonic External Flow Coupled with Thermal/Ablation Response Model

三輪岳誠, 松尾亜紀子 (慶應義塾大学大学院開放環境科学専攻), 田口秀之 (宇宙航空研究開発機構)
Takenori Miwa, Akiko Matsuo(Keio University), and Hideyuki Taguchi(JAXA)

Abstract

In this paper, HIMICO (HIGH-Mach Integrated CONTROL experiment) has been numerically simulated. The simulation aims to evaluate heat flux on the body of the experimental aircraft. In order to design TPS thickness considering ablation, one-dimensional ablation code is developed. After the validity of the code is confirmed, CFD code is coupled with it. In addition, a model which takes a effect of pyrolysis gas exhaust into account is established as the most realistic one. It reveals that the pyrolysis blowing has significant influence on reducing the surface temperature and its heat flux. Using the simulation result, TPS thickness necessary to satisfy the flight condition for 20 seconds is determined to be 7 mm. However, the actual flight duration is planned to be 120 seconds. It is clear that calculating CFD for 120 seconds is not realistic. Therefore, we attempt to develop a new estimation method which does not need CFD.

Keywords: Hypersonic, Computational Fluid Dynamics(CFD), Aerodynamic heating, Ablation, Thermal Protection System(TPS), Blockage effect, Coupling, SLA-561V

1. はじめに

今日, 世界経済の国際化に伴って航空輸送への需要が急激に増加している. 航空機の高速化は移動時間の短縮と輸送量の増加をもたらす, 物流の発展に大きく貢献するものである. 過去には, マッハ 2 で飛行する世界で唯一の超音速旅客機コンコルドが就航していた. しかし, ソニックブームによる騒音問題や安全性の問題, コストの高さから 2003 年までに全機が引退した. 現在は移動時間の短縮と宇宙輸送を念頭にマッハ 5 以上で飛行する極超音速機の研究が進められている.

日本においては 2005 年に宇宙研究開発機構 JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency) が, 「20 年後までにマッハ 5 クラスの極超音速技術を実証する」という長期的構想[1]を掲げている. 最終的には, この技術を図 1 のような旅客機に適用し, 現在 10 時間を要する日本-ロサンゼルス間の飛行を約 2 時間に短縮することを目指すものである. 長期構想の初期段階として極超音速統合制御技術実験 HIMICO (HIGH-Mach Integrated CONTROL experiment)[2]による高動圧極超音速飛行技術の確立を目指す. 実際の飛行状態に最も近い状態を実現するためにはロケットで打ち上げる必要があり, 一回 3 億円もの費用がかかる. 風洞実験においても, HIMICO の飛行マッハ数 5 を実現できる風洞は限られ, 使用料も一日 20 万円と非常に高価である. 一方, 数値解析は計算設備が整うことで, 低コストで複雑な流れ場の解析を行うことができる. また, 飛行速度などの飛行条件や機体形状に変更を加えることが容易で, 様々な条件の下での解析を行うことができる. よって, 数値解析は極超音速機の知見を得るという点で有用な手段である. 本研究では第 1 段階で用いられる HIMICO の機体を対象とした数値解析を行う. HIMICO の胴体内部には圧力や加速度センサーが搭載されているが, 胴体は全温 1200 K の飛行環境下で高い熱負荷にさらされる. 計測機器は 80 °C を越えると正常に作動しない可能性が有るため, 壁面への熱負荷を正確に把握し, 耐熱を施す必要が有る.

本報告では, SLA-561V を対象としたアブレーションコードを作成し, 実験[3]と比較することで計算コードの妥当性を確認する. 次に CFD と連成して壁面へ流入する熱流束を評価し, 20 秒間の飛行成立に必要な TPS 厚さを決定する. しかし, 実際に計画されている飛行時間 120 秒間を CFD で計算することは計算コストの面から現実的でないため, CFD を用いないアブレーションを考慮した簡易推算手法の開発を目指し, CFD との比較を行った.



図 1 極超音速旅客機のイメージ

2. 流体側の数値解析手法

2.1. 支配方程式

本研究では二次元軸対象圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用いた. 質量保存式については機体周りの外気流として窒素と酸素の二気体種, アブレーションによって生じる熱分解ガスである SiO_2 を考慮し計 3 化学種を考慮した.

$$\frac{\partial \hat{\mathbf{Q}}}{\partial t} + \frac{\partial (\hat{\mathbf{E}} - \hat{\mathbf{E}}_v)}{\partial x} + \frac{\partial (\hat{\mathbf{F}} - \hat{\mathbf{F}}_v)}{\partial h} + (\hat{\mathbf{H}} - \hat{\mathbf{H}}_v) = 0 \quad (1)$$

$$\hat{\mathbf{Q}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} r \\ ru \\ rv \\ e \end{bmatrix}, \hat{\mathbf{E}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} rU \\ ruU + \chi_x p \\ rvU + \chi_y p \\ (e + p)U \end{bmatrix}, \hat{\mathbf{F}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} rV \\ ruV + h_x p \\ rvV + h_y p \\ (e + p)V \end{bmatrix}$$

$$\hat{\mathbf{E}}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \chi_x t_{xx} + \chi_y t_{xy} \\ \chi_x t_{yx} + \chi_y t_{yy} \\ \chi_x b_x + \chi_y b_y \end{bmatrix}, \hat{\mathbf{F}}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ h_x t_{xx} + h_y t_{xy} \\ h_x t_{yx} + h_y t_{yy} \\ h_x b_x + h_y b_y \end{bmatrix}$$

$$\hat{\mathbf{H}} = \frac{1}{yJ} \begin{bmatrix} rv \\ ruv \\ rv^2 \\ (e + p)v \end{bmatrix}, \hat{\mathbf{H}}_v = \frac{1}{yJ} \begin{bmatrix} 0 \\ t_{xy} \\ 2m \left(\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{v}{y} \right) \\ b_y \end{bmatrix}$$

ただし,

$$r = \sum_{i=1}^n \hat{a}_i r_i, \quad Y_i = r_i / r \quad (2)$$

$$U = \chi_x u + \chi_y v, \quad V = h_x u + h_y v \quad (3)$$

$$b_x = ut_{xx} + vt_{xy} - q_x, \quad b_y = ut_{xy} + vt_{yy} - q_y \quad (4)$$

ここで、 i は各成分を示し、 U, V は反変速度、 q_x, q_y はそれぞれ x, y 方向の熱流束である。 Y_i は混合気体中での i 成分の質量分率、 D_i は i 成分の拡散係数である。

対流項の離散化には MUSCL 法によって三次精度化された SHUS[4]を、粘性項の離散化には二次精度中心差分を用いた。時間積分法には LU-ADI 陰解法[5]を用いた。また、乱流モデルについてはノズル解析には RANS Baldwin-Lomax[6]モデルを用いた。なお、流体は熱的に完全として扱い、状態方程式(5)を用いた。熱的完全気体では式(6)、(7)に示される多項式により定圧比熱およびエンタルピーを求められる。式中の a_i は O_2, N_2 については GRI-Mech[7]の値を使用し、 SiO_2 については NASA Technical Memorandum 4513[8]を参照した。 SiO_2 の輸送係数を算出に必要な Lennar-Jones potential parameter を Iosilevskiy *et al.* の実験[9]で求められた臨界圧と臨界温度から Chemically reacting flow[10]の経験式を用いて推算した。

$$p = \sum_{i=1}^n r_i R_i T \quad (5)$$

$$\frac{C_{pi}}{R_i} = a_{1i} + a_{2i}T + a_{3i}T^2 + a_{4i}T^3 + a_{5i}T^4 \quad (6)$$

$$\frac{h_i}{R_i T} = a_{1i} + \frac{a_{2i}}{2}T + \frac{a_{3i}}{3}T^2 + \frac{a_{4i}}{4}T^3 + \frac{a_{5i}}{5}T^4 + \frac{a_{6i}}{T} \quad (7)$$

2.2. 計算対象および計算条件

本報告では宇宙航空研究開発機構 JAXA によって提案された極超音速旅客機研究構想の一環である極超音速統合制御実験機 HIMICO を解析対象とする。外気流の条件と気体種のモル分率を表 1 と表 2 に示す。解析は高度 24 km をマッハ 5 で飛行する実験機の飛行環境[11]に合わせた。熱分解ガスの成分は比較対象である Laub *et al.* [3]の計算条件に合わせ、 SiO_2 のみとし化学反応は伴わない inert gas として扱う。図 2 に計算に用いた格子と境界条件を示す。格子点数は 281×101 で約 3 万点、最小格子幅は胴体壁面上で 20 μm である。

表 1 計算条件

	Ma	T [K]	P [kPa]
外気流	5.0	220.6	2.972

表 2 各気体種のモル分率

	O_2	N_2	SiO_2
外気流	0.21	0.79	0.0
熱分解ガス	0.0	0.0	1.0

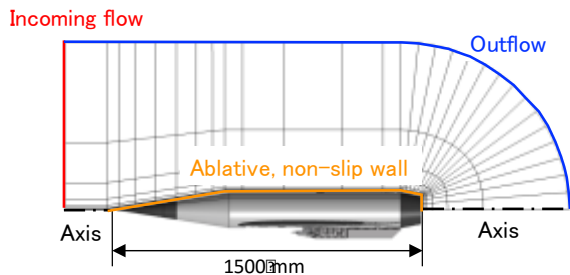


図 2 使用した格子と境界条件
(格子は 10 点おきに表示)

3. 耐熱壁面内部の数値計算手法

3.1. 支配方程式[12]

本研究は実験機内部の温度が飛行試験時間中の約 20 秒間耐熱温度である 353 K 超えないよう耐熱壁の厚さを概算することを目的とする。固体壁面ではアブレーションによって流体側から与えられた熱量を熱分解ガスに変換することで胴体内部の温度上昇を抑える。一方で機体外部へ放出された熱分解ガスは機体周りの流れ場に影響を与える。アブレーション問題は固体壁面と機体周りの流れ場が互いに影響を及ぼし合う連成問題である。

本モデルは、壁面内部での熱拡散、アブレーションによるガスの生成を考慮したモデルとなっている。以下に支配方程式を示す。式(8)はエネルギー保存式、式(9)は質量保存則となっている。

$$r c_p \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (k \nabla T) - (h_g - \bar{h}) \nabla \cdot \bar{m}_g - \bar{m}_g \cdot \nabla h_g + r c_p v \cdot \nabla T \quad (8)$$

$$\frac{\partial r_i}{\partial t} = -B_{ai} \exp\left(-\frac{E_{ai}}{RT}\right) r_{oi} \left(\frac{r_i - r_{ni}}{r_{oi}}\right)^{F_i} + v \cdot \nabla r_i \quad (9)$$

ただし、

$$c_p = t c_{pv} + (1 - t) c_{pc} \quad (10)$$

$$t = \frac{r_v}{r_v - r_c} \left(1 - \frac{r_c}{r}\right) \quad (11)$$

$$\bar{h} = \frac{r_v h_v - r_c h_c}{r_v - r_c} \quad (12)$$

$$\bar{m}_g = - \int_{bottom}^i \left(\frac{\partial r}{\partial t} \right) dh \quad (13)$$

ここで、 k は熱伝導率、 h_g は熱分解ガスのエンタルピー、 m_g は熱分解ガスの質量流束、式(9)第四項の v は表面後退速度である。下付き添え字 v, c, w はそれぞれ virgin 層、char 層、壁面表面 (流体側) を表す。 c_p については virgin 層と char 層の混合層中に占める virgin 層の質量分率 τ によって重み付けされた平均の定圧比熱である。その他の物性値、伝導率 k や放射率 ε も同様の方法で算出する。 \bar{h} については式(12)で定義されるような virgin 層と char 層の混合層中におけるエンタルピーである。質量流束については式(13)の概念図を図 3 に示す。各点で生じた熱分解ガスを底面から総和することで質量流束を算出する。

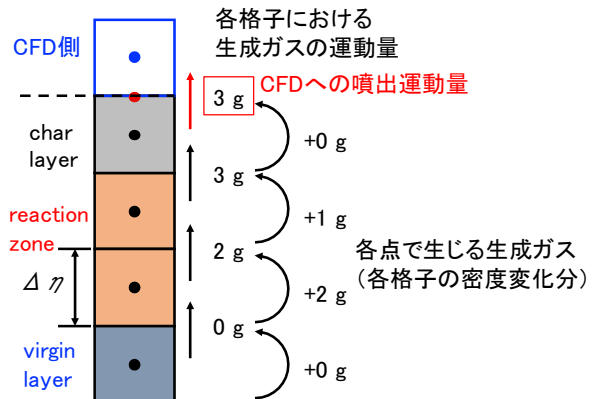


図 3 質量流束の計算方法

式(8)の左辺は顕熱の時間変化を表す項、右辺第一項は壁面内部での熱拡散項、第二項は熱分解ガスによって消費されるエネルギー、第三項は熱分解ガスによって移流するエネルギー、第四項は壁面表面が削られることによる顕熱の移流を表す項である。式(9)の第一項はアレニウス型に従うもので第二項は表面が削られることによる質量の損失を表す項である。アレニウスパラメータは実験によって求められるものであり、本研究では SLA-561V を対象とした実験[13]から得られたものを用いる。

TPS 内部の支配方程式(8)、(9)を解くにあたって、時間積分法には 3 段階 Runge-Kutta 法、拡散項の離散化には二次精度中心差分、熱分解ガスによる対流項は一次風上差分とした。

3.2. 境界条件

本モデルは一次元コードであり、SLA-561V を対象としたものである。計算領域の胴体内部側の壁面（底面）は断熱壁とし、流体と接している側の壁面（表面）におけるエネルギー収支[14]の概要図を図 4 に示す。ただし、固体内部への熱伝導を表す q_{cond} は次章においては無視し、5 章においては考慮するものとする。よって、次章においては TPS の壁面温度 T_w は以下の式を満たすものである。

$$k_{CFD} \frac{T_{CFD,next} - T_w}{dx} + \underbrace{\dot{m}_g h_g + \dot{m}_g h_{air}}_{q_{diff}} + \underbrace{\sigma \epsilon_w T_w^4}_{q_{rad(out)}} + \underbrace{k_{TPS} \frac{T_{TPS,next} - T_w}{dx}}_{q_{cond}} = 0 \quad (14)$$

式(14)の第一項は流体側の対流により空力加熱による対流加熱率を表す。添字 CFD , w はそれぞれ流体側、TPS 表面を表し、 $next$ は壁面の一点隣の点を示す。第二項と第三項は壁面と境界層における化学反応で生じる化学エネルギーの輸送を表す項である。 h_g , h_{air} は計算領域内に流入する熱分解ガスと空気を持つエンタルピーである。第四項は表面輻射で表面温度を下げる方向に作用する。 σ はステファンボルツマン定数、 ϵ は TPS 表面における放射率である。第五項は内部温度 $T_{TPS,next}$ が表面温度 T_w よりも高いと表面温度を下げ、内部温度が表面温度よりも高いと表面温度を上げる。表面温度の変化を抑える項として働く。

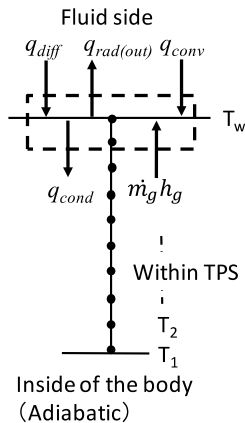


図 4 TPS 表面におけるエネルギー収支

本研究では大気圏への再突入体などと比較すると、熱負荷が小さいため表面における炭化層の酸化、欠落は無視している。Tranet *al.*[15]によると SIRCA(Silicon Impregnated Reusable Ceramic Ablators)では熱流束が 1500 kW/m²を超えると表面の欠落が無視できなくなり、5440 kW/m²を超えると virgin 層が char 層を経ずに昇華するため、さらなるモデルが必要である。

3.3. SLA-561V の物性値[13]と計算条件

表 2 に SLA-561V の virgin 層の構成を示す。全体の 44 % が熱分解ガスで構成されているため、完全な char 層は初期の 56 % の密度となる。ここで virgin 層と char 層の密度は 232 kg/m³と 127 kg/m³である。放射率 ϵ は 0.7 と 0.9 とし、温度依存性はないものとした。熱伝導率 k の温度依存性を図 5 に示す。1000 K 以上は全て char 層になるため、virgin 層のデータは 1000 K までである。Char 層は高温域において非常に高い熱伝導率を持つことから TPS の厚みを設計する上で炭化が進む速度（侵食率）は重要である。同様に定圧比熱 C_p の温度依存性を図 6 に示す。

表 2 SLA-561V の virgin 層の構成

Element (Substance)	Mass Fraction [%]
<u>Pyrolysis gas</u>	
SiO ₂	44.00 %
<u>Residuals</u>	
Carbon	10.08 %
Silicon	21.45 %
Oxygen	24.45 %

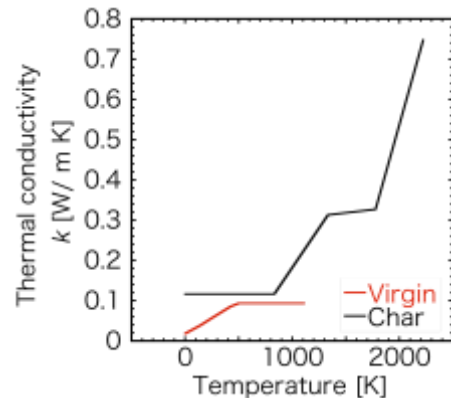


図 5 熱伝導率 k の温度依存性

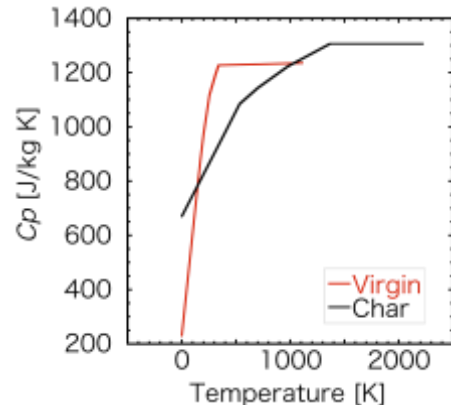


図 6 定圧比熱 C_p の温度依存性

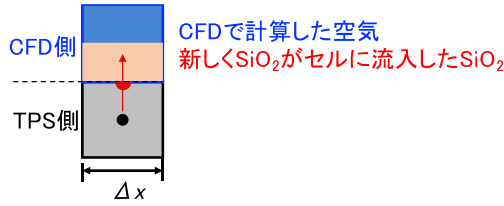


図7 熱分解ガスの噴出境界条件の模式図

3.4. 流体側への熱分解ガスの噴出境界条件

本報告ではアブレーションによって生じた熱分解ガスが壁面から噴出する現象を模擬するための境界条件の導入を行った。2.2節で述べた通り、熱分解ガスは全て SiO_2 で構成されるものとし、化学反応は生じない。固体側から流体側へは壁面温度と質量流束の情報を与える。流体側の境界条件を与えるためにはさらに境界の密度と圧力、気体の運動エネルギーを与える必要がある。流体側の境界条件の模式図を図7に示す。熱分解ガスが噴出すると、図のように境界のセルの密度は SiO_2 の流入質量分だけ増加する。圧力に関しても SiO_2 の分圧が加えられることになり壁面圧の上昇として現れる。これは式(15)で表される。

$$\begin{aligned} P_w &= P_{CFD} + P_{\text{SiO}_2} \\ r_w &= r_{CFD} + r_{\text{SiO}_2} \end{aligned} \quad (15)$$

ここで SiO_2 の流入質量分は質量流束を用いて式(16)で表される。質量流束は単位面積当たりの流入質量であるが、本報告では二次元解析であるため奥行きは単位長さとし、図7に示す格子幅と時刻幅を乗ずることで1ステップ間に境界のセルに流入する質量を算出した。

$$r_{\text{SiO}_2} = \bar{m}_g \Delta x \Delta t \quad (16)$$

続いて SiO_2 の分圧は完全気体を仮定し、状態方程式から求められる。ただし、壁面における SiO_2 ガスの温度は固体壁面温度と同じであるとする。

$$P_{\text{SiO}_2} = r_{\text{SiO}_2} R_{\text{SiO}_2} T_w \quad (17)$$

CFDにおける流体の運動エネルギーを求める際に必要となる流速 u は質量流束を式(15)で求めた密度で除することにより求められる。これは質量流束が流体側から見ると、境界のセルに流入する運動量であるためである。ただし、式(15)で求めた密度はCFD側で計算した密度も含まれており、これらの気体分子も速度 u を持つということになる。すなわち、噴出したガスは瞬時にセル内の流体と運動量を交換するという仮定が必要である。

$$u = \frac{\bar{m}_g}{r_w} = \frac{\bar{m}_g}{r_{CFD} + r_{\text{SiO}_2}} \quad (18)$$

4. 1次元アブレーションコードによる解析結果 (CFDとのカップリングなし)

4.1. 数値計算手法と実験条件

TPSの厚みは19.05 mmで温度を計測する熱電対の配置は図8に示すものである。実験の条件は熱流束 600 kW/m^2 を100秒間与えたのち、加熱を停止するというものである。数値解析では100秒後に熱流束を 0 kW/m^2 とすることで実験を模擬した。初期温度は 273 K である。

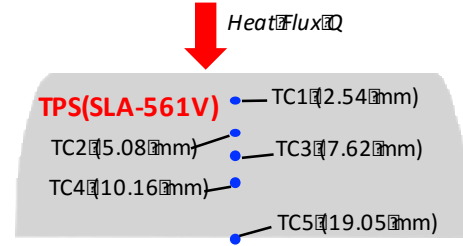


図8 耐熱材内の熱電対(Thermo-Couple)の配置[3]

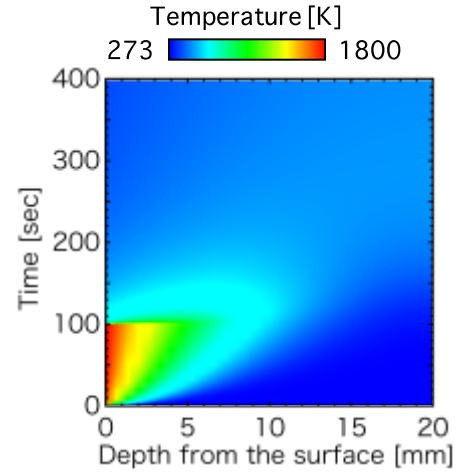


図9 壁内部の温度変化

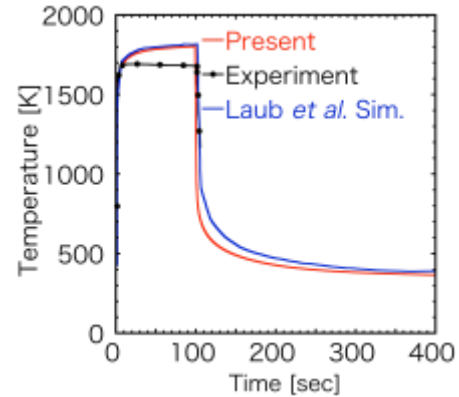


図10 表面温度の推移 (各モデルの比較)

4.2. Validation と verification

図9に壁内部温度の $x-t$ 線図を示す。加熱開始直後から表面温度は急激に上昇し一定となる一方、壁内部は熱拡散によって徐々に高温領域が進行していく様子が確認できる。加熱を停止した100秒後は表面温度のみならず固体内部も不連続的に温度が低下している。これは加熱による入熱と釣り合っていた壁面からの輻射が瞬時に固体壁面から熱を奪うためである。その後は再び壁面温度の時間変化が小さくなり、引き続き内部への熱伝導によって底部の温度上昇が生じる。

図10に本モデル(Present)、実験、Laub *et al.*による表面温度の推移を示す。本モデルもLaub *et al.*の数値解析結果は実験結果を過大評価している。しかし、100秒時点では 1800 K 程度に漸近している、これは加熱がある一定時間続くと固体表面と内部の温度勾配がなくなり、固体内部への熱伝達が生じなくなるためである。本モデルとLaub *et al.*については、加熱時に差異は見られない。

加熱停止後は本モデルが先に低下し、計算終了時には共に 400 K に漸近した。本モデルも Laub *et al.* も数値解析は実験と加熱時間中から差異が見られる。実験は瞬時に 1700 K で定常状態になるのに対して、数値計算結果は 100 秒程度で 1800 K になるように漸近しながら上昇する。これは熱分解ガスが噴出することによる blockage effect が考慮されていないためだと考えられる。輻射平衡温度と数値解析を比較すると、数値解析は輻射平衡温度に向かって漸近する。これは対流加熱に対してアブレーションによる吸熱反応は表面温度の低下にはあまり寄与していないことを示している。

図 11 に TPS の底面温度の推移を示す。Laub *et al.* の結果と実験値は非常に良く一致している一方で、本モデルは加熱終了時の 100 秒時点において差異を生じ始め、実験終了時点では実験値が 370 K であるのに対して、本モデルは 450 K とかなり過大評価している。図 10 では加熱終了後に Laub *et al.* の数値解析よりも温度低下が急峻であり、底面においては温度上昇が急である。さらに、実験終了前 100 秒に着目すると、本モデルはすでに表面の温度低下の情報が伝播してきている。よって、熱伝導率 k による違いが要因として考えられる。

図 12 に密度の x - t 線図を示す。virgin 層（赤の領域 232 kg/m³）と char 層（青の領域 128 kg/m³）の間の層は 3 mm 程度であり、100 秒時点から炭化層が進行していないことから、加熱を停止するとアブレーションもほぼ同時に停止することがわかる。

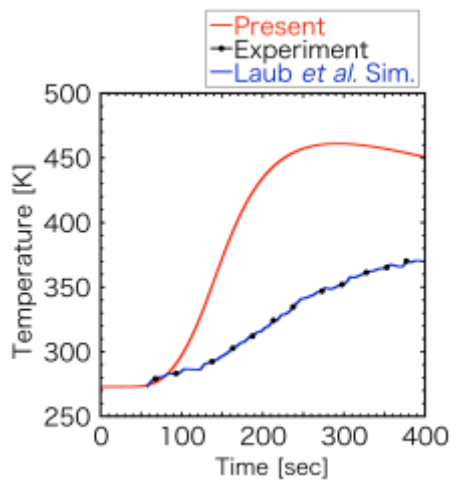


図 11 底面温度の推移

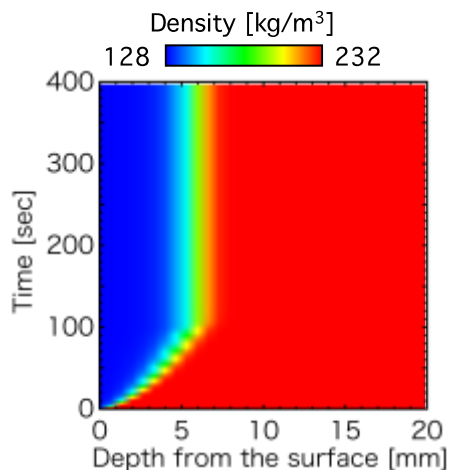


図 12 壁内部の密度変化

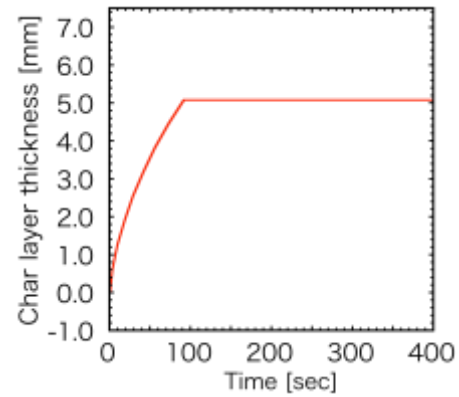


図 13 char 層位置の推移

図 13 に char 層の位置の時間変化を示す。実験や Laub *et al.* の結果が 6.9 mm でほぼ一致しているのに対し、本数値解析は 5.08 mm と 2 mm 近く過小評価した。底部温度は実験値を過大評価しているにもかかわらず、反応が実際よりも起きていないことからアレニウスパラメーターが原因であると考えられる。

4.3. TPS 内部の熱分解ガス噴出量とその影響

図 14 に熱分解ガスの噴出量の推移を示す。加熱直後は急激に噴出し、その後単調に減少する。100 秒の時点で 4 g/(m²s) となり、3 g/(m²s) 程度に漸近すると推測される。加熱を停止するとすぐに噴出量も減少し、停止して 10 秒後には零となる。図 15 に侵食率の推移を示す。ここで侵食率とは密度が char 層の進行速度であり、図 13 を時間微分することで得られる。グラフの概形は、熱分解ガス噴出量の推移と一致した。

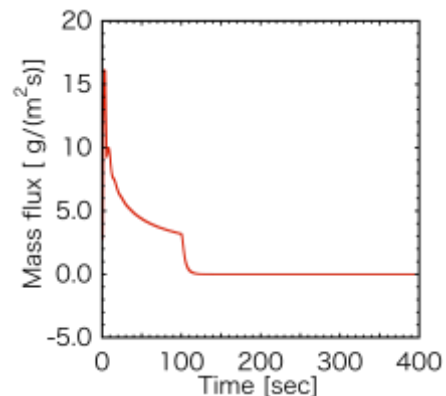


図 14 熱分解ガス噴出量の推移

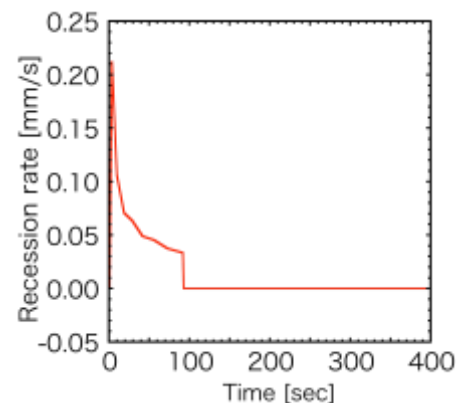


図 15 侵食率の推移

温度域にもよるが virgin 層と char 層では熱伝導率が大きく異なる。例えば図 5 で 1000 K の時、virgin 層は 0.2 程度であるのに対し、char 層は 0.1 程度と二倍となる。将来的には実験機の固体内部の熱伝導を解く商用コード Abaqus を用いて機体内部の熱伝導を解くことを考えている。Abaqus は対流熱伝達を入力とし、構造物材（TPS のさらに胴体内側）を含めた三次元計算が可能である。一方、アブレーションを解くことができず、virgin 層から char 層への変化を模擬することはできない。侵食速度を計算し Abaqus への入力とすることでより現実に近い内部熱解析が可能となる。

5. HIMICO をアブレーションのカップリング

5.1. 各モデルの温度分布と熱流束分布

本節では HIMICO 実験機を対象に、前節で提案したアブレーションを考慮した壁面温度と壁面へ流入する熱流束を評価する。ここで、参照値として対流熱伝達 q_{conv} による加熱が表面からの輻射 q_{rad} と釣り合うと仮定した輻射平衡温度仮定を導入する。図 16 に Rad. equilibrium, CFD と TPS 内部を同時に解く couple で壁面温度のみを流体側に返す w/o jet, 壁面温度に加えて熱分解ガスの噴出も考慮した w/ jet の 3 ケースの比較を示す。

CFD と TPS を連成して解析した coupled のケースについて比較する。壁面温度については w/ jet の場合は熱分解ガスの blockage effect[16]によって高温流体が壁面から遮断されることで相対的に低温となった。胴体前方部から詳細を見ていくと、アブレーションが開始したばかりで熱分解ガスの層が薄い胴体先端部については blockage effect は見られない。胴体後部に向かうにつれて w/o jet の場合との壁面温度の差は大きくなっていく。特に膨張波を通り過ぎた後の胴体中央部においては、w/o jet が 800 K 程度で一定となるのに対し、w/ jet の場合は blockage effect によって温度が低下し続けていることがわかる。次に熱流束について比較を行う。w/ jet の場合は熱流束は全域にわたって、w/o jet の場合の 6 割程度の熱流束となった。胴体先端部に着目すると壁面温度は w/o jet と w/ jet で同じであるにも関わらず、熱流束はすでに 6 割程度の熱流束となっている。これは w/ jet の場合に流体側の壁面の一点隣の点も高温になっていることを示している。これは高温な熱分解ガスが噴出していることを表す。一方、その他の領域においては吸熱反応によって冷却された噴出ガスが生成されていることを示している。

図 17 に胴体先端部における熱分解ガス噴出量の推移を示す。グラフから始めの 5 秒間は入熱が固体表面の温度上昇に使われるのみで熱分解ガスの発生には至っていない。その後、指数乗的に噴出量は増加することがわかる。図 16 の壁面温度と熱流束は 0.1 秒後結果であり、まだ定常状態には至っていないことがわかる。

図 18 に実験機先端部の壁内部温度の $x-t$ 線図を示す。横軸は機体表面からの深さを表しており、時間が経つにつれて機体表面から高温領域が内部へ進行していることが確認できる。コンター下限の 273 K は初期温度であり、上限の 350 K は実験機内部の設計上限温度である。この時、設計上限温度を超えているのは 5 mm の付近で、温度上昇が見られたのは 7 mm 付近までであった。

よって、5 mm から 7 mm の間でも熱容量がある。単純に 5 mm で設計することは危険側であり、7 mm では 20 秒後の内部温度が 273 K であり安全側の設計となる。この最適化を行うためには 5 mm から 7 mm の間で TPS 厚さを刻み、数ケース計算するか、最適化手法を導入する必要がある。

本報告では実験開始後 0.1 秒後の熱流束が 20 秒間続くと仮定し、壁面初期温度も 273 K としている。実際の実験環境下は非定常的な現象であり、TPS の初期温度も 300 K 程度であると考えられる。本結果から TPS 厚さ決定することはできないが、設計手法の確立はできたと考える。

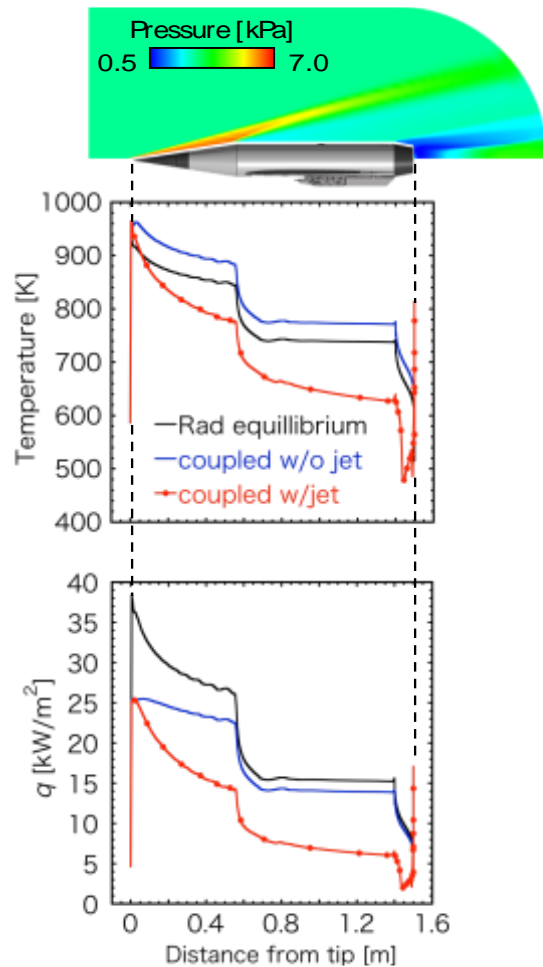


図 16 各モデルの比較
(上：壁面温度 下：熱流束分布)

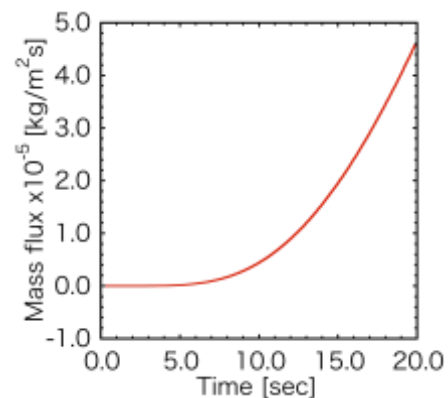


図 17 胴体先端部における熱分解ガス噴出量の推移

5.2. 熱分解ガスの噴出が速度境界層に与える影響

Schneider の先行研究[17]によって熱分解ガスが噴出することで速度境界層に影響を与えることが明らかになっている。HIMICO 実験機の場合、エンジンのインテークが胴体下であり、空気の流入量を確保するために境界層よりも離れた位置にインテークを設けている。この台の部分ダイバーターと呼ぶ。アブレーションが生じるとダイバーター高さを修正する必要がある。図 19 に熱分解ガスの噴出を考慮した場合と考慮しない場合の壁面付近における速度分布を示す。噴出を考慮しない場合には速度境界層の厚みは 4.8 mm であるのに対し、噴出を考慮した場合は 10 mm と約二倍になっている。これは気体種による影響と垂直方向への噴出による影響が原因である。

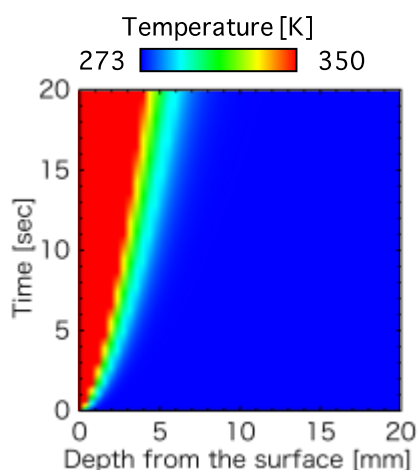


図 18 実験機先端部の壁内部の温度変化

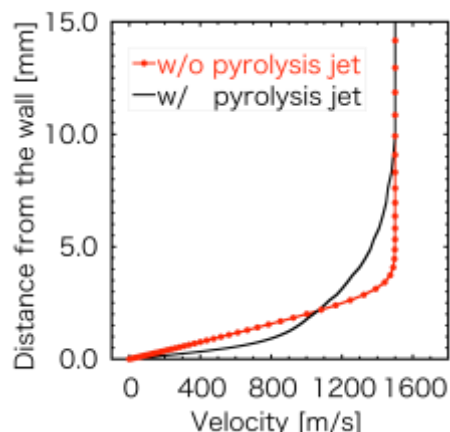


図 19 熱分解ガス噴出による速度境界層の違い

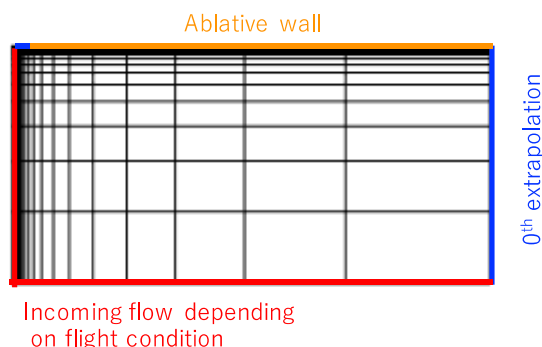


図 20 使用した格子と境界条件
(格子は 10 点おきに表示)

6. 熱負荷簡易推算手法の開発

本報告では宇宙航空研究開発機構 JAXA によって提案された極超音速旅客機研究構想の一環である極超音速統合制御実験機 HIMICO の TPS 設計を目的としている。5 章では、二次元軸対象の CFD と TPS によるアブレーションを連成することで飛行条件を再現することができることを示した。しかし、実際の飛行実験では迎角、飛行マッハ数、飛行高度（静圧・静温）が変化しながら飛行する。特に、迎角は軸対象計算では模擬することができず、三次元計算が必要である。一方で、三次元解析で飛行時間 160 秒間解析をすることは計算コストの面から非現実的である。よって、今後は経験式に基づいて対流加熱率を推算することで計算負荷を大きく軽減した簡易推算モデルを作成することを目指す。対流加熱率の推算には Tangent-cone 法やプラントルマイヤー膨張の関係式を用いた。推算コード中では対流加熱率の推算や Blockage effect による加熱率低減を考慮するために経験的な式を多く用いているため、CFD とアブレーションのカップリングモデルを厳密解として計算の妥当性を示す。本報告では簡略化のため、実験機は解析対象とせず、平板を用いて計算の妥当性を確認する。

図 20 に計算に用いた格子と境界条件を示す。格子点数は 101x101 で約 1 万点、最小格子幅は壁面上で 50 μm である。外気流の条件と気体種の実験機を飛行環境 [11] に合わせ、時間的に変化する。飛行高度と迎角、飛行マッハ数についてはそれぞれ図 21, 22 に示す。熱分解ガスの成分は Laub *et al.* [3] の計算条件に倣い、 SiO_2 のみとし化学反応は伴わない inert gas として扱う。

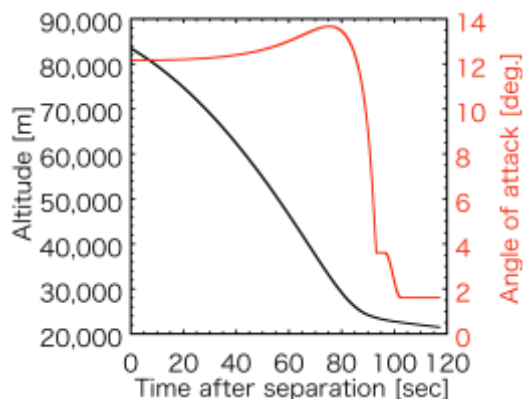


図 21 分離後の時間と飛行高度及び飛行迎角

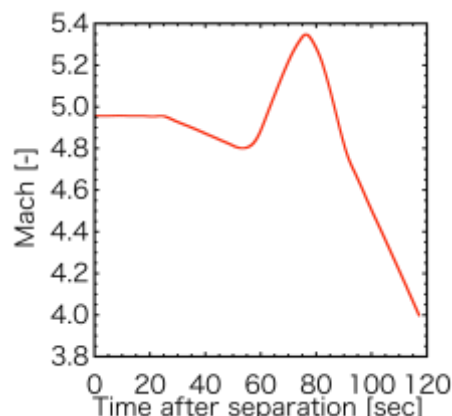


図 22 分離後の時間と飛行マッハ数

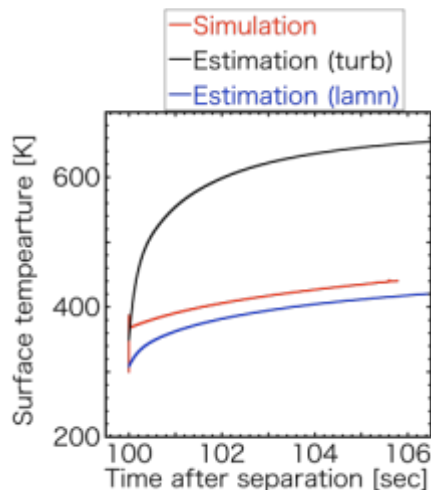


図 23 分離後の時刻と表面温度履歴
($x=1.0$: 平板先端から 1.0 m における表面温度
Highest : 平板上での最高温度)

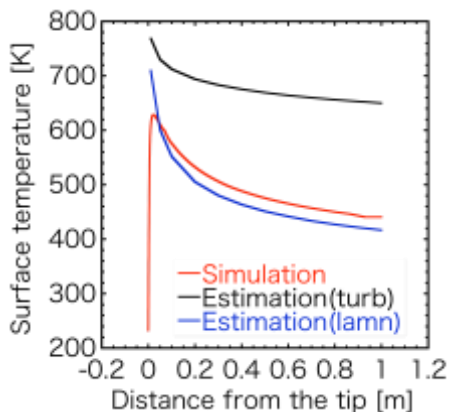


図 24 分離後 105.75 秒時点での平板上温度分布

図 23 に観測ロケットから実験機を分離後の時間と平板上の温度履歴を示す。推算式は平板の先端から 1.0 m 地点での乱流境界層を想定した場合と層流境界層を想定した場合の温度履歴を示す。CFD はアブレーションとカップリングしたもので、熱分解ガスの噴出を考慮している。CFD は加熱直後に急激に上昇し、層流境界層を仮定した推算と近い傾向を示した。一方、乱流境界層を想定した場合は CFD よりも高温となり、630 K に漸近した。

図 24 には実験機分離後約 106 秒時の平板上の温度分布を示す。先端部で衝撃波による温度上昇が見られるものの、後流では熱分解ガスの blockage effect による加熱率低下効果が表れるため先端から 1.0 m 地点では 450 K 程度まで低下した。乱流境界層を想定した場合は CFD よりも高くなり、層流境界層を仮定した場合は CFD と定性的な一致が見られた。推算式を用いた場合も平板先端から後方に向かって単調に温度が低下していることから blockage effect を正しく評価できていることがわかる。

7. 結論

耐熱壁のアブレーションコードを作成し、計算が実現象を再現していることを確認した。しかし、物性値のパラメータの違いが示唆された。

次にアブレーションコードを CFD とカップリングすることで熱分解ガスの噴出を考慮する blockage effect によって熱流束が約 6 割に軽減された。また、TPS 初期温度が 273 K では TPS 厚さは 7 mm となることが示された。

飛行時間中 120 秒間の熱負荷計算をすることを念頭に、CFD を用いない低コスト推算手法の開発に向けたモデルを作成し、CFD と定性的な一致が確認できた。

<参考文献>

- [1] 宇宙航空研究開発機構, “JAXA 長期ビジョン 2025, 2005.
- [2] 宇宙航空研究開発機構, “極超音速機研究構想, 2015.
- [3] B. Laub and Y. Chen, “Development of a High-Fidelity Thermal/Ablation Response Model for SLA-561V”, 41st AIAA Thermophysics Conference, 2009.
- [4] Shima & Jounouchi, “Role of CFD in Aeronautical Engineering (No.14) -AUSM type Upwind Schemes”, Proceedings of the 14th NAL Symposium on Aircraft Computational Aerodynamics, NAL, , pp. 7-12, 1997
- [5] S. Obayashi and K. Kuwahara, “An Approximate LU Factorization Method for the Compressive Navier-Stokes Equations”, Journal of Computational Physics, 63, 1986, pp.157-167.
- [6] Baldwin, B.S., and Lomax, H., “Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows”, AIAA Paper, 78-257.
- [7] GRI-Mech, <http://combustion.berkeley.edu/gri-mech/version30/files30/thermo30.dat>, U.C.Berkeley, 2000.
- [8] B. McBride *et al.*, “Coefficients for Calculating Thermodynamic and Transport Properties of Individual Species”, NASA Technical Memorandum 4513, 1993.
- [9] I.Iosilevskiy *et al.*, “Property of high-temperature phase diagram and critical point parameters in silica”, 10th Int. Workshop on Subsecond Thermophysics, 2013.
- [10] A John Wiley & Sons Publication, “Chemically reacting flow”, 2003.
- [11] Public Domain Aeronautical Software, “Properties of the U.S. Standard Atmosphere 1976”, 1976.
- [12] Y.K. Chen and Frank S. Milos, “Ablation and Thermal Response Program for Spacecraft Heatshield Analysis”, AIAA Paper, 98-0273.
- [13] S.D. Williams and Donald M. Curry, “Thermal Protection Materials Thermophysical Property Data”, NASA Reference Publication 1289, 1992.
- [14] C.Moyer and R.Rindal, “An analysis of the coupled chemically reacting boundary layer and charring ablator : Part 2”, NASA contractor report NASA CR-1061, 1965.
- [15] Huy K. Tran *et al.*, “Silicone impregnated reusable ceramic ablaters for Mars follow-on missions”, AIAA Thermophysics Conference, 1996.
- [16] D. Bianchi *et al.*, “Navier-Stokes Simulations of Hypersonic Flows with Coupled Graphite Ablation”, Journal of Spacecraft and Rockets, 47, 2010.
- [17] S. Schneider, “Hypersonic Boundary Layer Transition with Ablation and Blowing”, 38th Fluid Dynamics Conference and Exhibit”, 2008.