

壁面圧力擾乱付加による極超音速境界層内における 熱化学非平衡応答の数値解析

Numerical Analysis of Thermochemical Nonequilibrium Response in a Hypersonic Boundary Layer
by Wall Pressure Disturbances

システム工学群
超音速流研究室 加藤 祐大

1 緒言

極超音速飛行では、衝撃波背後の高温化と境界層内の粘性散逸により大きな空力加熱が発生し、熱防護システム (Thermal Protection System : TPS) が設計成立性の中核要素となる⁽¹⁾。DARPA の HTV-2 は 2011 年にマッハ 20 での飛行中に TPS の損傷により飛行を中断しており、空力加熱が極超音速飛行における主要課題であることを示している⁽²⁾。

従来の TPS は受動的手法と能動的手法に大別される。受動的 TPS の代表例であるアブレータは多くの再突入機で実績を持つが、使い捨てであるため再使用型機体への適用が難しい⁽³⁾。能動的 TPS である再生冷却やトランスピレーション冷却は、冷却材供給系の追加やシステムの複雑化といった工学的コストを伴う⁽⁴⁾。

本研究では、従来の TPS とは異なるアプローチとして、壁面圧力擾乱による熱化学非平衡の変調を検討する。極超音速流れでは解離・再結合反応が有限速度で進行し、化学組成が非平衡状態となる。分子運動の並進・回転エネルギーと振動エネルギーの等分配が破れ、熱的にも非平衡となる。Vincenti & Kruger⁽⁵⁾によると化学反応の緩和時間は圧力と温度の関数であり、圧力擾乱により反応過程を変調できる可能性がある。擾乱周波数と緩和時間の比に応じて反応が追従する領域とできない領域が現れるため、この性質を利用して例えば壁面近傍の再結合反応を制御し、壁面熱流束を変化させ得ると考えられる。

一方で、極超音速飛行機実現に向けた研究の一つに、Hypersonic International Flight Research and Experimentation (HiFiRE) プログラムがある⁽⁶⁾。その一つである HiFiRE-1 では極超音速流れでの境界層乱流遷移に関するデータ収集を目的としており、全長 1100[mm]、半頂角 7[°]、先端半径 2.5[mm]の鈍頭を持つ細長円錐形状を用いて実験が行われた。日本では JAXA 角田宇宙センターに配備されている高温衝撃風洞 (HIEST) で丹野らによって実験が行われた⁽⁷⁾。乱流遷移によって衝撃波背後の高温気体が壁面付近まで拡散輸送され、場合によっては淀み点程度まで加熱率が上昇する。こういった遷移の予兆が、壁面付近の境界層内部にて Mack 2nd モードと呼ばれる圧力・密度の変動として生じる。Mack 2nd モードは数 100k~1MHz の特徴周波数を持つ。

本研究では HiFiRE-1 の円錐形状を対象として、5 化学種空気モデルを用いた熱化学非平衡 Navier-Stokes 方程式を解き、壁面から正弦波状の圧力擾乱を付加した場合の流れ場応答を数値的に評価する。

2 数値計算法

HiFiRE-1 の円錐形状周りの流れ場の計算には以下に示す二次元軸対称圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用いた。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(F - F_{vis})}{\partial x} + \frac{\partial(G - G_{vis})}{\partial y} + \frac{H - H_{vis}}{y} = W. \quad (1)$$

ここで、 Q は保存量ベクトル、 F 、 G は対流流束ベクトル、 F_{vis} 、 G_{vis} は粘性流束ベクトル、 H 、 H_{vis} は三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を軸対称化した際の生成項ベクトル、 W は熱化学非平衡性による生成項ベクトルである。考慮する化学種は O, N, NO, O₂, N₂ の 5 化学種である。支配方程式の離散化には有限体積法を用いて行い、数値流束は SLAU2⁽⁸⁾、空間精度は 2 次精度 MUSCL 法⁽⁹⁾を用いた。

3 計算条件

3.1 主流条件

本研究で用いた流れ場の条件を表 1 に示す。主流条件は HIEST で実施された Shot1719 を用いた。また、壁面圧力擾乱として正弦波を付加した。擾乱周波数は $f = 100[\text{kHz}]$ 、擾乱振幅は主流圧力 p_∞ に対して $\Delta p/p_\infty = 0.001$ とした。

Table 1 Computational conditions

Parameters	Values		
		$T_{t\infty}$, [K]	393.0
Re , [1/m]	2.945×10^6	$T_{v\infty}$, [K]	460.1
M , [-]	7.277	T_{wall} , [K]	300.0
ρ_∞ , [kg/m ³]	0.02278	f , [kHz]	100
U_∞ , [m/s]	2893.0	$\Delta p/p_\infty$, [-]	0.001

3.2 計算領域と格子

HiFiRE-1 の円錐模型周りの流れ場に対して構造格子を作成した。格子は、流れ方向、壁面垂直方向にそれぞれ 151 点とし、図 1 に示す。壁面における最小格子幅は、 $\Delta x_{\min} = 1.0 \times 10^{-6}[\text{mm}]$ とした。

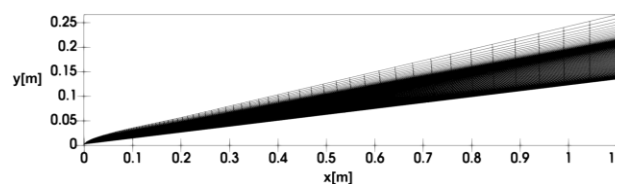


Fig. 1 Mesh around the cone

4 壁面圧力擾乱付加による温度変化

図2は、円錐前縁における、擾乱付加による各瞬間の温度場を、擾乱付加前の基本流の温度場から減算し、時間平均したものである。温度は約1[K]程度しか変化せず、変化割合は最大で約0.1%となった。また、温度変化の位置として、よどみ点では見られず、先端半径を過ぎた膨張領域で見られた。

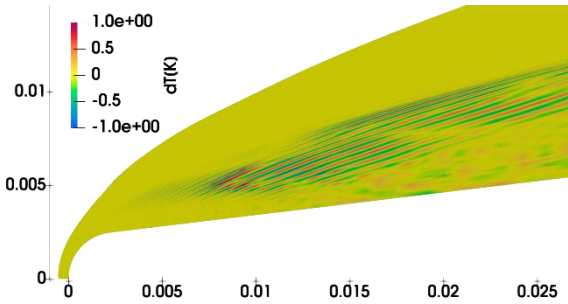


Fig. 2 Temperature changes

この温度変化の原因を調べるため、化学反応の緩和時間変化を調べた。円錐前縁で最も大きく変化したのは以下の式(2)における順方向の緩和時間の変化割合であった。



この緩和時間の変化割合を図3に示す。図2, 3を比較すると、それぞれの分布は類似していることが確認できる。

Vincenti & Krugerによれば、周期的な圧力擾乱に対する化学反応の応答は、無次元パラメータ $k = \omega\tau[-]$ によって特徴づけられる。ここで $\omega = 2\pi f[\text{rad/s}]$ は擾乱の角周波数、 $\tau[\text{s}]$ は化学反応の緩和時間である。ここで、 $k \cong 1$ では化学反応が圧力擾乱によって変化するが、擾乱による平衡値の変化に対して化学反応が遅れて追従し、エネルギー減少が最大となる。

本計算における各化学反応の無次元パラメータ k のオーダーを示す。表2から k が1により近い式(2)の反応が最も変化したと考えられる。

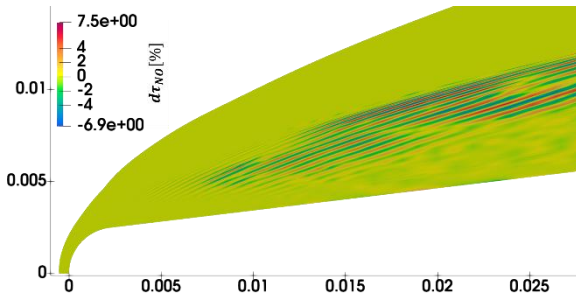


Fig. 3 Rate of change in relaxation time of NO exchange reaction

Table 2 Dimensionless parameter k of each chemical reaction

反応	k
$\text{O}_2 + \text{M} \rightleftharpoons \text{O} + \text{O} + \text{M}$	10^2
$\text{N}_2 + \text{M} \rightleftharpoons \text{N} + \text{N} + \text{M}$	10^2
$\text{NO} + \text{M} \rightleftharpoons \text{N} + \text{O} + \text{M}$	10^3
$\text{N}_2 + \text{O} \rightleftharpoons \text{NO} + \text{N}$	10^3
$\text{NO} + \text{O} \rightleftharpoons \text{O}_2 + \text{N}$	10^3

本研究では HiFiRE-1 の円錐模型を対象に、壁面圧力擾乱を付加し、温度場、化学反応場の変化を調査した。擾乱周波数を 100[kHz] として付加した結果、無次元パラメータ k が最も1に近いNO交換反応の変化が最も大きいことが確認でき、Vincenti & Kruger の理論に適用することが確認できた。擾乱の周波数を化学反応の緩和時間に対して適切に定めることで、化学反応を変化させることが示唆された。

文献

- (1) Glass, D. E., "Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles," AIAA Paper 2008-2682, (2008).
- (2) S. Walker and F. Rodgers, "The DARPA/AF Falcon Program: The Hypersonic Technology Vehicle #2 (HTV-2) Flight Demonstration Phase," AIAA Paper 2008-2539, 2008.
- (3) Mansour, N. N., Panerai, F., Lachaud, J., and Magin, T., "Flow Mechanics in Ablative Thermal Protection Systems," Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 56, (2024), pp. 549-575.
- (4) Zhu, Y., Peng, W., Xu, R., and Jiang, P., "Review on Active Thermal Protection and Its Heat Transfer for Airbreathing Hypersonic Vehicles," Chinese Journal of Aeronautics, Vol. 31, No. 10, (2018), pp. 1929-1953.
- (5) Vincenti, W. G. and Kruger, C. H., "Introduction to Physical Gas Dynamics," Wiley, New York, (1965).
- (6) D. J. Dolvint, "Hypersonic international flight research and experimentation (HIFiRE) fundamental sciences and technology development strategy," AIAA Paper 2008-2581, 2008.
- (7) H. Tanno et al., "Measurement of hypersonic boundary layer transition on cone models in the free-piston shock tunnel HIEST," AIAA Paper 2009- 781, 2009.
- (8) Shima. E., Kitamura. K., "Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds", AIAA Paper 2009-136, (2009)
- (9) Van Leer. B., "Towards the Ultimate Conservation Difference Scheme V, A Second-Order Sequel to Godunov's Method", Journal of Computational Physics, Vol. 23, No. 3, pp. 101-136,(1979)