

高エンタルピー衝撃風洞ノズル接合部における非平衡流の数値解析

Numerical Analysis of Nonequilibrium-flow at Nozzle Inlet in High-enthalpy Shock Tunnel

金子 宗嗣, 名大院, 〒 464-8603 名古屋市千種区不老町, E-mail: kaneko@fluid.nuae.nagoya-u.ac.jp

メンショフ イゴール, 名大工, E-mail: menshov@nuae.nagoya-u.ac.jp

中村 佳朗, 名大工, E-mail: nakamura@nuae.nagoya-u.ac.jp

Munetsugu KANEKO, Graduate School of Eng., Nagoya Univ., Nagoya, 464-8603 JAPAN

Igor Men'shov, Dept. of Aerospace Eng., Nagoya Univ., Nagoya, 464-8603 JAPAN

Yoshiaki NAKAMURA, Dept. of Aerospace Eng., Nagoya Univ., Nagoya, 464-8603 JAPAN

We have simulated an unsteady flow field with both thermal and chemical nonequilibrium, which will be produced in high enthalpy impulse facilities such as free piston shock tunnel. The governing equations are the axisymmetric, compressible Navier-Stokes equations. In this study, Park's two-temperature model, where air consists of 5 species, is used for defining the thermodynamic properties of air as a driven gas. The numerical scheme employed here is the explicit/implicit hybrid scheme developed by our laboratory, along with $AUSM^+$ to evaluate inviscid fluxes. In the present simulation, the Mach number of an incident shock wave is set at $M_s = 10.0$ that corresponds to the specific enthalpy h_0 of $12MJ/kg$. The numerical results show the complicated thermal and chemical nonequilibrium flow field near the end of driven tube and the inlet of nozzle.

1 はじめに

極超音速流を効果的に研究する実験装置の一つとして、フリーピストン型衝撃風洞がある(図 1)。この装置は、衝撃波管とコンタートノズル、試験区間からなるものである。衝撃波管部では、高圧部に充填された駆動気体はフリーピストンによって圧縮され、高マッハ数(およそ $M = 10$)の入射衝撃波が生じる。この入射衝撃波により、作動管管端部に全エンタルピーの高い貯気槽気体($h_0 = 10MJ/kg$ 以上)を生成する。この気体をノズルで加速・膨張させることによって、高エンタルピーの試験気流を得ることができる。この風洞では、低エンタルピー型の衝撃風洞に比べて、いくつかの複雑な流体现象が現れる。例えば、熱的・化学的非平衡現象の発生、衝撃波/境界層干渉、駆動気体による貯気槽気体の汚染、試験気流の凍結などである。これらの現象は試験区間での気流の特性およびその質に大きな影響を与える。

しかしながら、実際の試験気流の生成とその過程における上記の現象の影響・数値的に明らかにした研究は少ないが、例えば Davis[1] は、理論的アプローチで衝撃波管内の干渉問題を扱い、Stalker と Crane は [2]、実験値と理論値を比較することによって、高エンタルピー衝撃波管の持続時間の予測が困難であることを示している。さらに、Wilson らは [3]、衝撃波管内の衝撃波/境界層干渉を数値的に研究し、Chue らは [4] 高エンタルピー衝撃風洞の駆動気体汚染の数値解析を行っている。一方、著者らも [5] 名古屋大学の衝撃風洞(低エンタルピー型)を対象に、駆動気体汚染の貯気槽気体への影響を数値的に評価している。しかし、これらにより、十分に解明されたとは言えない。このことは、高エンタルピー衝撃風洞を用いた極超音速流、および極超音速飛行の研究に影響を与える可能性がある。

本研究の目的は、高エンタルピー衝撃風洞内の熱的・化学的非平衡を伴った非定常流を数値解析し、試験気流の生成過程を明らかにすることである。解析においては、非定常流を高精度・高効率で解くために、本研究室で開発された陽・陰ハイブリッド時間積分法(Explicit/Implicit Hybrid Time Integration Scheme)[6]を適用した。計算対象としては名古屋大学航空宇宙工学専攻にある $M = 8.0$ の衝撃風洞とし、これをフリーピストン型に改装した場合を想定した。また、初期条件として、駆動・作動気体ともに空気を扱い、入射衝撃波マッハ数と全エンタルピーが

- $M_s = 10.0$, $h_0 = 11.78MJ/Kg$

となるように流れ場の物理量を設定した。

2 数値計算法

支配方程式として、軸対称圧縮性 Navier-Stokes 方程式を考え、この方程式をセル中心の有限体積法によって離散化する。数値流束の評価には 2 次精度の $AUSM^+$ を、また、時間積分にはハイブリッド法を用いる。この方法は、陰的時間積分を用いる際に生じる数値的な解の散逸を、陽的に離散化された非散逸項を導入することにより抑制するものである。つまり、時間刻み幅 δt を大きく取った場合、単調性を維持する範囲で陽的に時間積分し、残りの部分を陰的に積分する。陽的・陰的時間積分の配分は、セル毎に評価される。このようにして、計算領域全体において、陰的な時間積分による効率化と、数値的な散逸を抑える最適な状態を維持しながら計算を進めることができる。

試験気体の物理モデルとして、 N, O, NO, N_2, O_2 の 5 種の化学種と、17 段階の反応を採用している。また、非平衡モデルは Park の 2 温度モデルを適用した。

3 計算領域

計算領域は作動筒の一部と、ノズルの一部である。これは作動筒端のノズル入口部と、ノズルにおいては、スロートまでに相当する。作動筒部の長さは、筒端から上流側へ 10cm であり、ノズル部はスロート部までの 13cm である。計算セルは、全セル数が 23,300 で、最小のセルは壁近傍に配置され、そのサイズは $10^{-6}m$ である(図 2)。

4 結果

衝撃波マッハ数 $M_s = 10.0$ で入射衝撃波を上流側から入射させることにより計算を開始する。衝撃波背後の物理量は、単純理論により計算された値を用い、それを上流境界に与える。

図 3 から図 14 に衝撃波の計算領域への入射から、ノズルスロート部に達するまでの、並進温度と、振動温度の等高線と、中心線上に沿うそれぞれの分布を示す。

図 3 は、衝撃波が入射後、 $t = 5.2\mu sec$ の温度分布である。入射衝撃波は左側境界から進入し、右方向に伝播する。衝撃波と壁の接点では、衝撃波直後の流れの方向を変化させるための斜め衝撃波(分枝衝撃波)が見られる。これは、衝撃波と壁の接点とは異点であるが、この流れ場の条件においては、衝撃波の直後から発達し始める境界層の外縁に沿って衝撃波背後の主流が流れるように、斜め衝撃波が進行方向に対して発達するからである。図 4 は中心線上での温度分布である。通常、衝撃波の非定常伝播を陰解法によって解くと、非常に大きな解の散逸が起こるが、本研究では $CFL = 34$ で計算しているにもかかわらず、

衝撃波面は鋭く捕らえられている。これは、陽・陰ハイブリッド時間積分法の利点を表している。

図5は入射衝撃波が作動筒端で反射する直前の温度等高線図である。この時点で、分枝衝撃波が斜め衝撃波であるために、入射衝撃波の背後よりも速く温度の緩和が起きることが確認出来る。これは、この領域において、衝撃波背後に生成されるエネルギーの散逸が主流領域よりも速く起こることを示すものである。これらの結果より、衝撃風洞(または衝撃波管)内における衝撃波速度の低下が、境界層の形成の他に、それによって生じる斜め衝撃波に依ることが確認された。

図5では、衝撃波の散逸が見られるが、これはこの領域における計算セルの配置が主流方向に対して、傾いていることに起因している(図2)。しかし、本研究においては、入射衝撃波が作動筒端で反射した後に形成される、反射衝撃波の挙動を調べるのが目的なので、この衝撃波の伝播方向を考慮して、現時点では、このセル配置を利用した。今後は、非構造セルを導入することも考えている。

図7は入射衝撃波が作動筒端で反射した直後の温度等高線である。この、入射衝撃波は上流に向かう反射衝撃波とノズル内に入射する衝撃波(第一衝撃波)に分かれる。反射衝撃波の一部はノズル入口のコーナー部において反射を起こすために、曲率を持った衝撃波として上流に進行する。反射衝撃波はこの瞬間においては、作動筒端において、極めて高温の気体を生成する。反射衝撃波背後の並進温度の最高値は13,257Kで、これは単純理論での算出値13,254Kに極めて近い。また、第一衝撃波はノズルコーナー部において、マッハ反射を起こしてノズル内に向かう。図7と図8を見ると、この時点では振動温度は反射衝撃波通過後も上昇していない。

図9において、マッハシステムはノズル壁との間での粘性干渉によって、分枝衝撃波を形成する。また、反射衝撃波は、作動筒壁面に発達する境界層との干渉によって、分枝衝撃波を形成する。前者によっては、振動温度はこの領域で上昇するが、後者の反射衝撃波背後においては、まだ励起は生じていない。また、ノズル入口のコーナー部においては、流れが膨張し、反射衝撃波背後の温度は、マッハシステム背後の温度と同レベルにまで低下する。

図11では反射衝撃波が中心線上に収束するために、新たな反射衝撃波を形成する。また、作動筒壁付近では、反射衝撃波背後の淀み領域(すなわち貯気槽気体)と斜め衝撃波背後の超音速領域を分離するせん断層が現れる。同様に、第一衝撃波とマッハシステムの間にも、それが見られる。このせん断層は、斜め衝撃波、あるいはマッハシステム背後に超音速領域が存在するために、不安定になり、超音速領域側に巻上がった流れの様相を呈する。また、中心線付近においては、反射衝撃波の収束によって、並進温度が10,000Kになる(図12)。

図13においては、中心線上に収束した反射衝撃波が、マッハ反射を起こす。この後、反射衝撃波は次第に平面衝撃波へと形状を変化させ、上流に伝播していく。このとき、マッハ反射を起こした反射衝撃波背後の並進温度は11,200Kを示す。一方、ノズルスロートにおいては、マッハシステムが中心上でマッハ反射を起こすために、並進温度が9,000Kに達する。この時点においても、温度の緩和は起こっていない。これは、衝撃波の反射が数十 μsec の間に起こることと、衝撃波が2つに分割され、上流と下流に伝播するために、緩和が起こるまでの時間遅れが生じると思われる。この結果、試験気流の生成における初期段階において、気体が非平衡状態を維持したまま、ノズルで膨張加速が起きることが予測される。

5 まとめ

空気に対する5種の化学種の反応と、2温度非平衡モデルを組み込んだ、軸対称・圧縮性N-S方程式を陽陰ハイブリッド時間積分法を用いた計算を行った。具体的には、高エンタルピー衝撃風洞の貯気槽気体の初期生成過程における、非平衡な流れ場の詳細な構造を明らかにした。本研究によって、この流れ場における、衝撃波/境界層、衝撃波/衝撃波干渉を含んだ、非平衡な流れ場が、並進・振動温度分布から明らかになった。

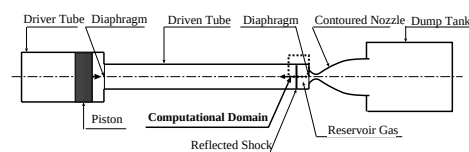


Fig. 1: Schematic of High-Enthalpy Shock Tunnel.

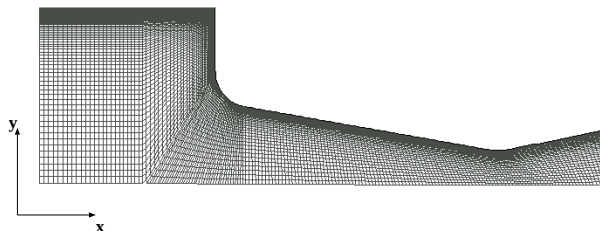
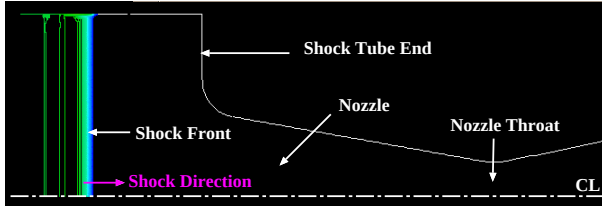


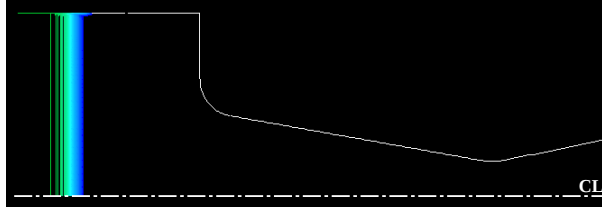
Fig. 2: Computational Grid.

参考文献

- [1] Davies, L. D. and Wilson, J. L., "Influence of Reflected Shock and Boundary-Layer Interaction on Shock-Tube Flows," *Physics of Fluids Supplement 1*, 1-37 - 1-43, 1969.
- [2] Stalker, R. J. and Crane, K. C. A., "Driver Gas Contamination in a High-Enthalpy Reflected Shock Tunnel," *AIAA J.*, Vol. 16, 1978, pp. 277-278.
- [3] Wilson, G. J., Sharma, S. P., and Gillespie, W. D., "Time-Dependent Simulations of Reflected-Shock/Boundary Layer Interaction," *AIAA Paper 93-0480*, 1993.
- [4] Chue, R. S. M. and Eitelberg, G., "Studies of the Transient Flows in High Enthalpy Shock Tunnels," *Experiments in Fluids*, 25, 1998, pp. 474-484.
- [5] Kaneko, M. and Nakamura, Y., "Effects of Shock Wave/Boundary Layer Interaction on Reservoir Temperature in Shock Tunnel," *AIAA Paper 99-3529*, 1999.
- [6] Men'shov, I., Kaneko, M., and Nakamura, Y., "A Hybrid Explicit-Implicit High-Resolution Method for Non-Linear Advection Equation," *Special Publication of National Aerospace Laboratory*, SP-44, 1999, pp. 315-321.



(a) translational temperature contours



(b) vibrational temperature contours

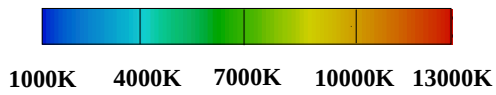
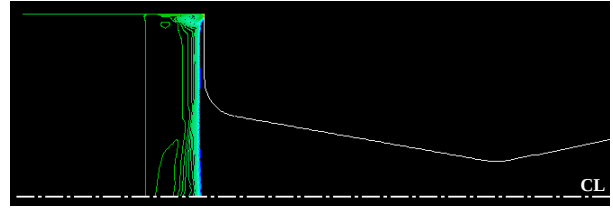
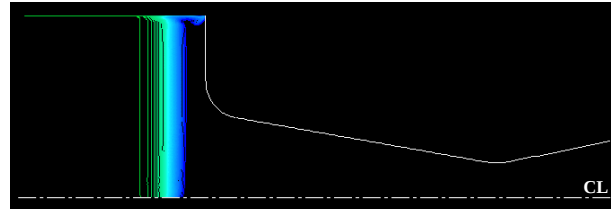


Fig. 3: Temperature Contours at $t=5.2 \mu\text{sec}$.



(a) translational temperature contours



(b) vibrational temperature contours

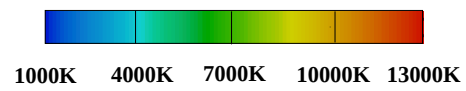


Fig. 5: Temperature Contours at $t=14.0 \mu\text{sec}$.

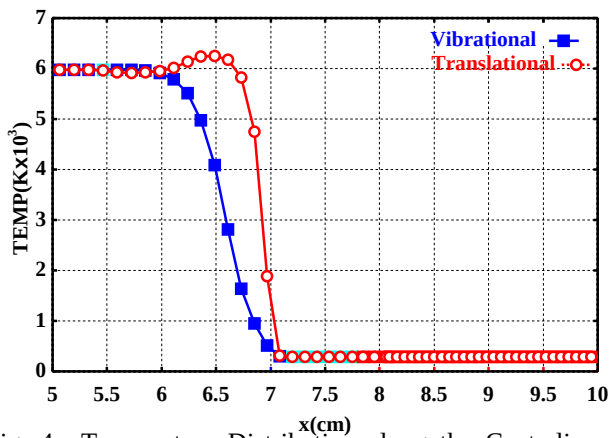


Fig. 4: Temperature Distribution along the Centerline at $t=5.2 \mu\text{sec}$.

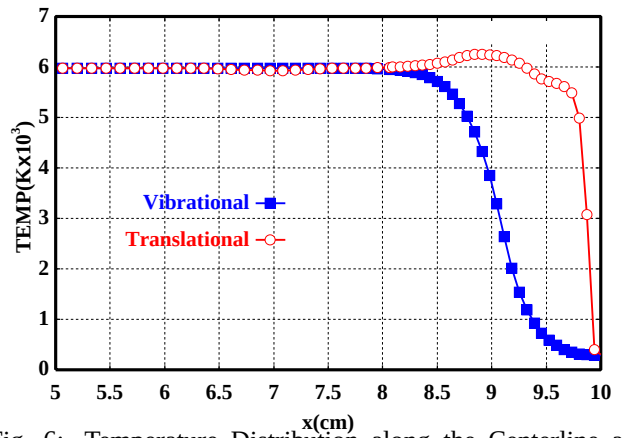
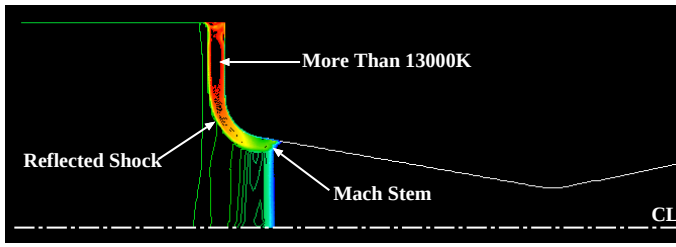
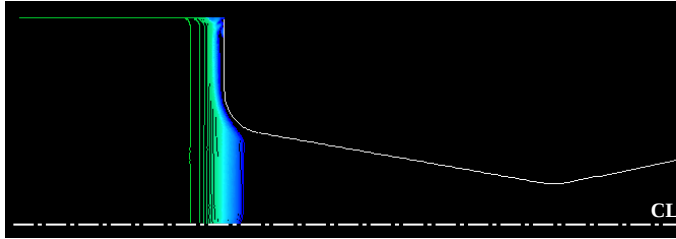


Fig. 6: Temperature Distribution along the Centerline at $t=14.0 \mu\text{sec}$.



(a) translational temperature contours



(b) vibrational temperature contours

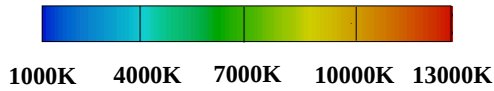
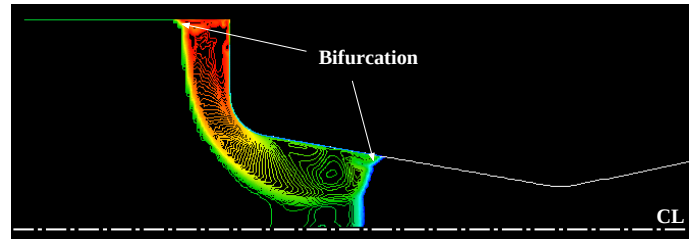
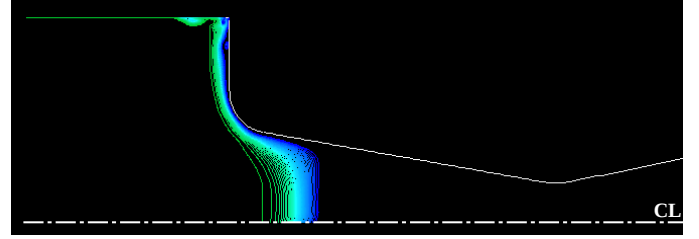


Fig. 7: Temperature Contours at $t=17.6 \mu\text{sec}$.



(a) translational temperature contours



(b) vibrational temperature contours

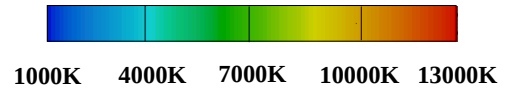


Fig. 9: Temperature Contours at $t=23.5 \mu\text{sec}$.

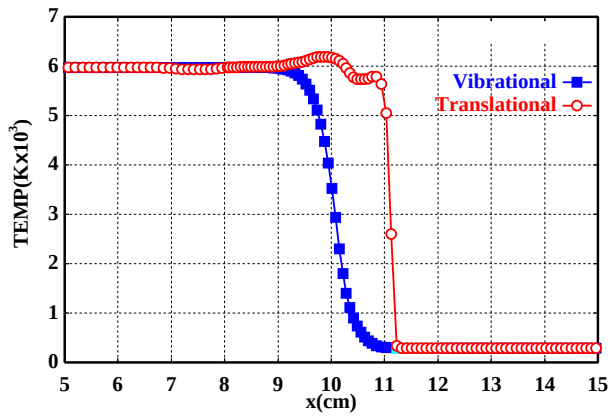


Fig. 8: Temperature Distribution along the Centerline at $t=17.6 \mu\text{sec}$.

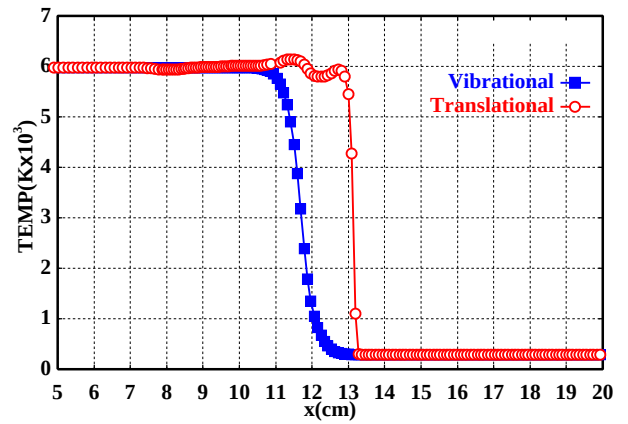
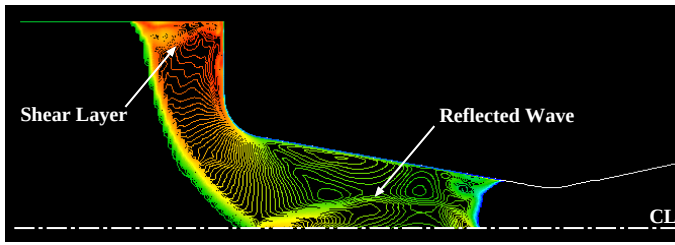
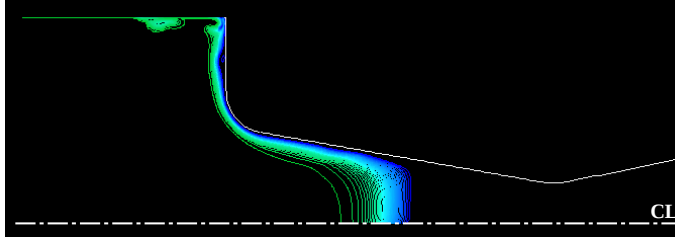


Fig. 10: Temperature Distribution along the Centerline at $t=23.5 \mu\text{sec}$.



(a) translational temperature contours



(b) vibrational temperature contours

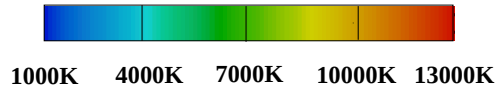
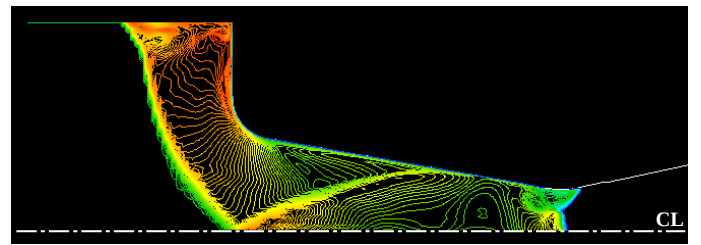
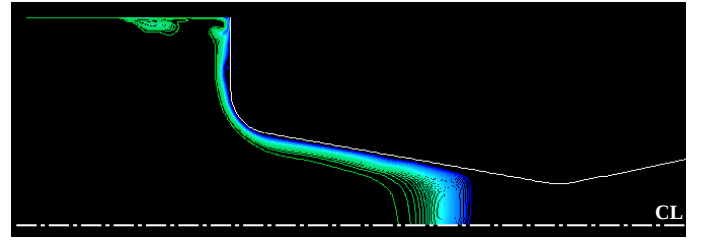


Fig. 11: Temperature Contours at $t=31.1 \mu\text{sec}$.



(a) translational temperature contours



(b) vibrational temperature contours

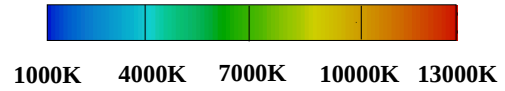


Fig. 13: Temperature Contours at $t=35.4 \mu\text{sec}$.

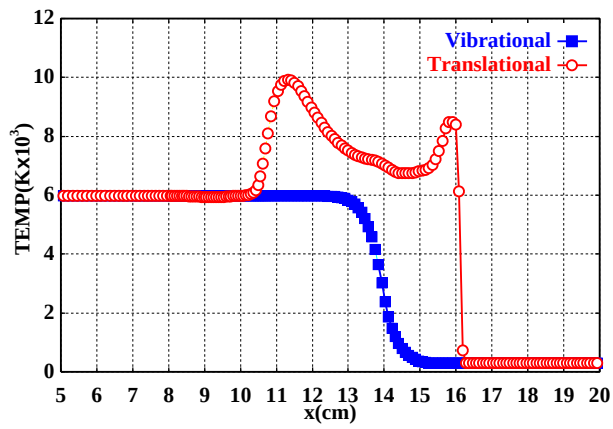


Fig. 12: Temperature Distribution along the Centerline at $t=31.1 \mu\text{sec}$.

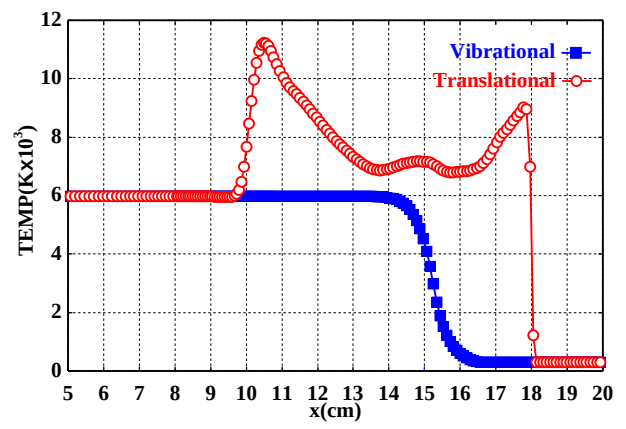


Fig. 14: Temperature Distribution along the Centerline at $t=35.4 \mu\text{sec}$.