

中極超音速域における 2 温度モデルのふるまいについて

古館美智子^{*1}、野中聡^{*1}、澤田恵介^{*1}

Behavior of Two-Temperature Model in Intermediate Hypersonic Flow

by

Furudate, M., Nonaka, S., and Sawada, K.

ABSTRACT

Behavior of Park's two-temperature model is examined for the intermediate hypersonic regime, 2.5-4.5 km/s, where molecular species in air are believed to have different vibrational temperatures. Obtained shock stand-off distances for seven different cases corresponding to four binary scaling parameters ρR , 1.0×10^{-4} , 2.0×10^{-4} , 4.0×10^{-4} , and 1.7×10^{-3} kg/m², are compared with the ballistic range data. The governing equations are three-dimensional Navier-Stokes equations. Seventeen chemical reactions are considered for five neutral air species, i.e., N₂, O₂, N, O and NO. We employ Park's reaction rates. The translational-vibrational relaxation rates are given by Landau-Teller equation. Numerical scheme is based on the cell-vertex finite volume method. We employ a prismatic unstructured grid system for avoiding grid singular lines often appearing in structured grid systems, while retaining spatial accuracy in a thin boundary layer. Calculated results show diverse tendency depending on the flight speed and the test section pressure. For lower speed conditions (around 2.6km/s), the calculated shock stand-off distances agree well with the experimental data when the test section pressure is 600-2400 Pa. On the other hand, when the pressure is increased to 10130 Pa, the calculation slightly over-estimates the stand-off distances. For higher speed conditions (around 3.0km/s), while the agreement can be seen in nearly equilibrium flow condition, the calculations in lower pressure conditions tend to under-estimate the shock stand-off distances. In order to see effect of thermal relaxation on the shock stand-off distances, equilibrium and one temperature calculations are also conducted in the nearly equilibrium flow range where a slight distinction from experiment was observed.

1. はじめに

現在、日本でも極超音速機の研究・開発が行われている。スクラムジェットなどの空気吸込み型エンジンを使う極超音速機は中程度の極超音速域（2.5～4.5km/s）での運用が計画されている。このようなシステムを開発するにあたって、数値流体力学（CFD）による流れ場解析は、実験の困難な条件をも再現できることやコストパフォーマンスの面において、欠かすことのできない解析手段である。しかしながら、それに使われる CFD コードは、流れ場の再現性を十分に検証されたものでなければならない。極超音速流れは熱化学的な非平衡状態をとまうため、極超音速流 CFD コードの再現性の是非は熱化学非平衡を取り扱うモデルによるところが大きい。

極超音速流 CFD コードによく使われる熱化学非平衡モデルに、Park の 2 温度モデル¹がある。このモデルは、混合気体に対して、並進・回転温度と分子振動・電子励起温度の 2 つの温度を定義するモデルである。スペースシャトルの大気圏再突入時などの高い極超音速流れでは、空気中の気体分子が離脱衝撃波背後でかなり高温まで加熱され、酸素分子が直ちに解離する。このとき、衝撃層に分子の状態に残っているものは大半が窒素分子であるから、衝撃層内の分子の振動温度は窒素分子の温度で記述できる。この場合、Park の 2 温度モデルは、熱化学非平衡流れをよく再現できることが知られている。

しかし、中程度の極超音速域では、衝撃波背後で加熱が比較的弱く、解離反応が十分に進まない。このとき、衝撃層には、窒素及び酸素がいずれも分子のままで多量に存在する。特に熱的非平衡な流れでは分子がそれぞれの振動温度をもつと考えられている。したがって、混合気体に対して 1 つの振動温度しか定義しない 2 温度モデルをこの速度領域の流れに適用して、熱化学非平衡状態を正確に再現するのは困難であると予想される。

熱化学非平衡である流れ場がどの程度正確に再現されるかを調べる目安に衝撃波離脱距離がある。衝撃層は、衝撃波で加熱された気体の化学反応や熱吸収による密度変化を敏感に反映して、その厚みを変える。したがって、化学反応速度や熱励起状態が正しく表現されていれば衝撃波離脱距離を正確に予測できることになる。

そこで、この研究では中極超音速域の非平衡化学反応流を、熱化学非平衡を表すモデルとして現在ひろく使われている 2 温度モデルを用いた CFD コードによって解析し、衝撃波離脱距離を測定値と比較する。これにより、現在の標準的な極超音速流解析コードの中極超音速域の流れ場における予測能力評価を試みる。衝撃波離脱距離の測定値として、東北大学流体科学研究所衝撃波研究センターでバリスティックレンジによって測定されたデータ²を用いる。

2. 数値計算法

5 化学種（N₂, O₂, N, O, NO）の質量保存則と振動・電子エネ

^{*1} 東北大学工学研究科航空宇宙工学専攻

ルギー保存則を含めた Navier-Stokes 方程式を3次元で解く。

化学反応モデルには上記の5化学種に関する17反応を考慮する。反応速度係数には Park らの値を用いた。熱非平衡を表現するモデルには、Park の2温度モデルを用いる。ここで、すべての分子は等しい振動温度をもつと仮定する。並進-振動緩和モデルには Landau-Teller 緩和方程式に高温での衝突制限時間を考慮した Park の修正を加えたものをそのまま用いる。通常、解離または再結合を起こす分子の持つ振動エネルギーは平均振動エネルギーよりもかなり高い。そこで、解離反応あるいは再結合反応時の分子を取捨するエネルギーを解離エネルギーの30%とする選択的解離モデルを使用した。また、各化学種の粘性係数は Blottner のモデルから、熱伝導係数は Eucken の関係式から求め、混合気体に対するそれらは Wilke の経験式から求める。拡散係数は全ての化学種で一定とし、シュミット数は0.5とした。

計算は、プリズム格子を用いた cell-vertex 有限体積法で行なう。³ プリズム格子は、構造格子に見られる格子の特異性を避けることができ、しかも、薄い境界層に格子を集めるのが容易であり、精度も高い。対流流れは shock-fix 法を組み込んだ AUSM-DV スキームで計算する。空間精度を、物体に沿う非構造格子部分は Barth の方法を使って物理量を補間し、物体法線方向の構造格子部分には一般的な MUSCL 法を用いることで高めた。時間積分には2段階の2次精度 Runge-Kutta 陽解法を用いる。生成項の計算に diagonal point implicit 法を用いることで計算効率と安定性を向上させた。また、local time stepping 法を用いて計算効率の向上を図っている。

3. 実験

実験は東北大学流体科学研究所附属衝撃波研究センターに設置されたバリスティックレンジ（二段式軽ガス銃）により行った。バリスティックレンジでは、モデルが静止気体中を極超音速で飛行するため上流条件が明確であり、極超音速流の数値計算コード検証に理想的な実験データが得られる。

実験装置の概略図を図1に示す。バリスティックレンジは火薬室、圧縮管（内径60mm）、高圧カップリング部、発射管（内径30mm）、試験室より構成される。この装置は火薬の燃焼ガスによりピストンを駆動して圧縮管内のヘリウムガスを圧縮し、その高圧のヘリウムガスによってモデルを加速して試験室内に極超音速で射出し、静止気体中を約2m飛

行した後、鉄製のストッパーに衝突する。モデルはマグネシウム合金製（AZ-31-F）で半径14mmおよび15mmの半球円筒形状である。モデルの飛行速度は、試験室窓部に間隔1mで設置された2本のレーザー光モデルが遮断した際の時間差によって計算する、レーザー光遮断法により測定した。この方法による速度測定誤差は1%以内である。

モデル周りの流れ場はシュリーレン法により可視化された。その光源にはパルス幅が5nsecのNd-YAGレーザーを用いた。発射管に取り付けられた2個の圧力変換器でモデルが通過した時間差を測定し、遅延回路によりタイミングを計算して光源を発光トリガーする。モデルの移動によって生じる衝撃波離脱距離の光学的測定誤差は1%以下と見積もられる。

試験気体として乾燥空気を用いた。試験室内の不純物を取り除くために、試験室内はターボ分子ポンプにより一旦実験条件圧力の約1/10000まで排気され、その後試験気体を注入した。試験室内の温度は約20℃である。

4. 計算条件

計算は、4種類の Binary scaling parameter に基づいた7つの条件下で行なった。これらは実験が行われた条件から選んだもので、Binary scaling parameter とは主流密度と代表長さとの積で定義される値で、2体衝突解離反応に対して流れ場は相似になる。計算では球の半径を14mmとして圧力および密度を調節し、実験と Binary scaling parameter を同じにしてある。表1にこれらの主流条件を示す。壁面は1000Kの非触媒等温壁を仮定した。図1に計算格子の例を示す。格子点数はどの条件でも、壁面に2678点、壁面の法線方向に51点である。衝撃波位置近傍に格子点を集めることで、解像度の向上を図った。

5. 計算結果および考察

計算から得られた密度分布と実験で撮影された球まわりの衝撃波との比較を図3に示す。これより、衝撃波離脱距離は概ね一致していることがわかる。

衝撃波離脱距離の計算値と実験値の定量的な比較を図4に示す。試験部圧力が600Paと1200Paのものでは、速度が低い場合（2.6km/s程度）には計算値と実験値はよく一致し、速度が高い場合（3.0km/s程度）には計算値が実験値を下回るといふ傾向が見られる（図4(a)(b)）。試験部圧力が2400Paの場合にも低速度での実験値との一致が見られる（図4(c)）。

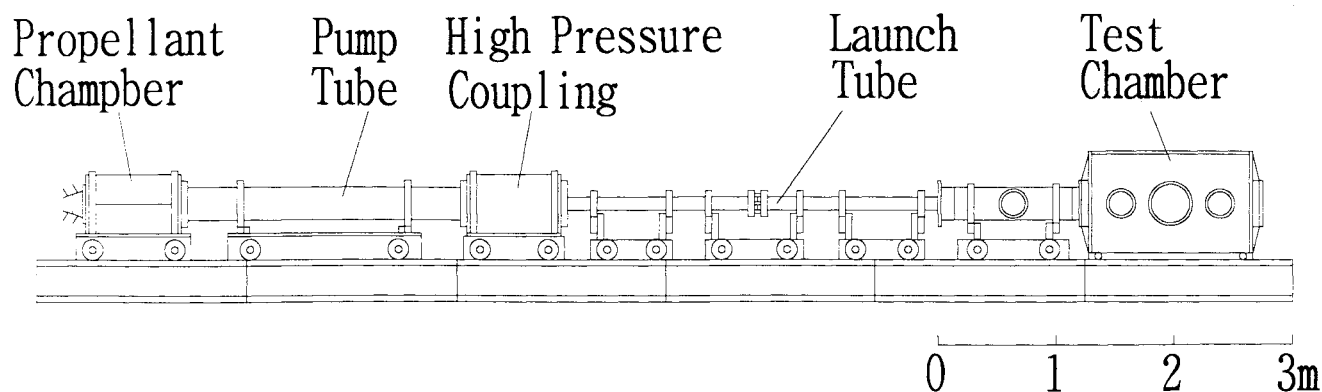


図1 実験装置

これらの条件に対する淀み流線に沿った各化学種のモル分率をみると、飛行速度が遅い流れではどの試験部圧力においても解離反応がほとんど起っていないことが分かる(図 5(a), (b), (c))。淀み流線に沿った各温度分布をみると、程度の違いはあるが、どの場合も振動温度と並進温度が衝撃層で平衡に達することではなく、似たような分布になっている(図 6(a), (b), (c))。また、飛行速度が速い流れでは、600 Pa では解離反応がほとんど見られず(図 7(a))、各温度分布は飛行速度が遅いものと似た傾向になっている(図 8(a))。それに対して 1200 Pa においては、振動温度が 3500 K を超えるあたりからわずかに解離反応が起っており、境界層近傍で熱的平衡に達している(図 7(b), 図 8(b))。

試験部圧力が 10130 Pa での衝撃波離脱距離は、速度が高い場合に実験値と一致し、速度が低い場合には実験値を上回っている(図 4(d))。これらの 2 条件は平衡流に近いと考えられる。比較のために、平衡計算コードおよび 1 温度モデルコードでの解析も行なった。1 温度モデルの結果は、どちらの条件においても計算値と実験値のよい一致が見られた。平衡コードでの計算結果も、実験値とよく一致しているが、1 温度モデルの結果をわずかに下回った。

飛行速度が遅い条件を 2 温度モデルで計算したときの温度履歴をみると、熱的非平衡状態から平衡状態への移行が衝撃波背後から衝撃層の中央にかけてゆっくりと起っている(図 6(d))。この条件で平衡計算を行ったときの温度分布は非平衡計算の結果よりも全体的に低く、この差が衝撃波離脱距離の違いを与えていると考えられる。このとき、非平衡計算では解離反応がほとんど起っていないのに対して平衡計算ではわずかに解離がみられる(図 5(d))。

1 温度モデルでの計算は、衝撃波背後で即座に熱的平衡が実現されるために、衝撃波背後の並進温度は 2 温度モデルのものよりも低くなり、衝撃波離脱距離が短くなった。解離反応は 2 温度モデルと同じくほとんどおこらない。したがって、この条件での衝撃波離脱距離の違いは振動温度の緩和過程に関係していると考えられる。また、選択的解離モデルや複数の振動温度と化学モデルの関係も検証する必要があると思われる。飛行速度が速い条件では、衝撃波背後で並進温度が 5000 K 以上まで上昇し、比較的衝撃波に近いところで並進温度と平衡に達している(図 8(c))。

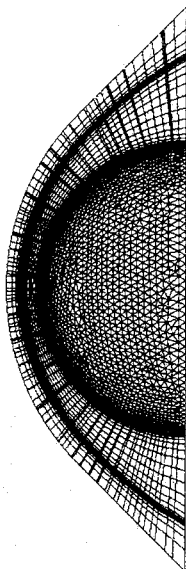


図 2 計算格子の例(2678×51 点)

平衡計算の結果と比較すると、衝撃波背後の温度分布には違いが見られるものの、熱平衡に到達した境界層外縁では同程度の温度になっている。各化学種のモル分率分布をみると、非平衡計算でのそれらのピークと平衡計算でのそれらはほぼ一致している(図 7(c))。1 温度モデルの計算では、2 温度モデル計算と平衡計算の結果を平均したような結果が得られた。

6. まとめ

Park の 2 温度モデルを用いた 3 次元極超音速解析コードで、中極超音速の非平衡化学反応流を数値解析した。7 つの条件について得られた衝撃波離脱距離をバリスティックレンジによる測定値と比較した。計算から得られた衝撃波離脱距離は、実験値とは概ね一致した。

参考文献

- ¹Park, C., "Assessment of Two-Temperature Kinetic Model for Ionizing Air," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol.3 (1989), pp.233-244
- ²Nonaka, S., Takayama, K., and Park, C., "Measurement of Shock Stand-Off Distance for Sphere in Ballistic Range," AIAA Paper 97-0563, 1997.
- ³Niizuma, K., and Sawada, K., Nonequilibrium Flow Computation for Space Shuttle Nose Using Unstructured Meshes, AIAA Paper 97-2548, 1997

表 1 主流条件

Freestream Condition				
ρR (kg/m ³)	0.0001	0.0002	0.0004	0.0017
R (m)	0.014	0.014	0.014	0.014
ρ (kg/m ³)	7.14E-03	1.43E-02	2.86E-02	1.21E-01
p (Pa)	600	1200	2400	10130
U (m/s)	2631	2631	2500	2564
	2930	3147		3164

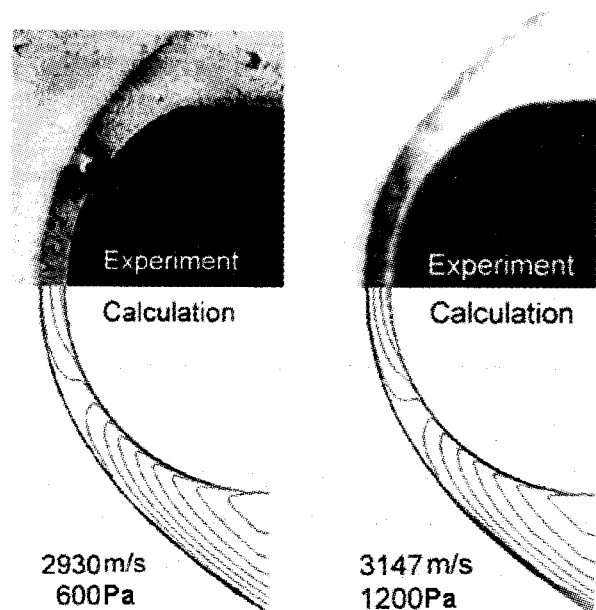


図 3 実験で撮影されたシュリーレン写真と計算から得られた等密度線図

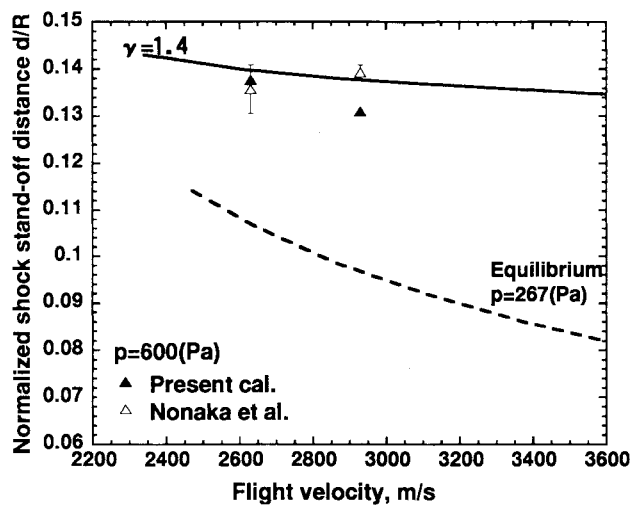
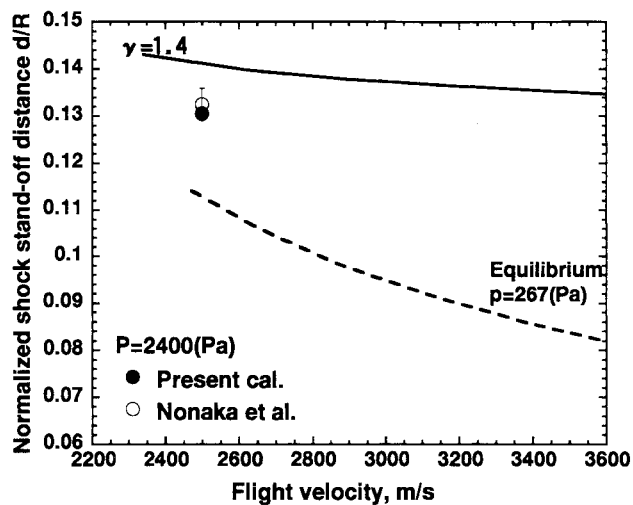
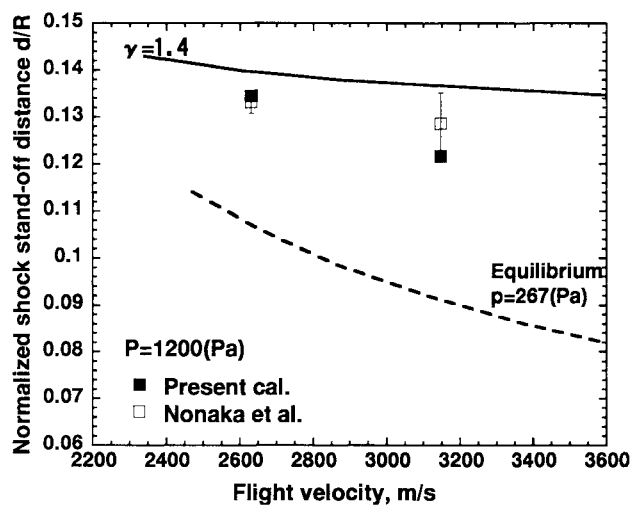
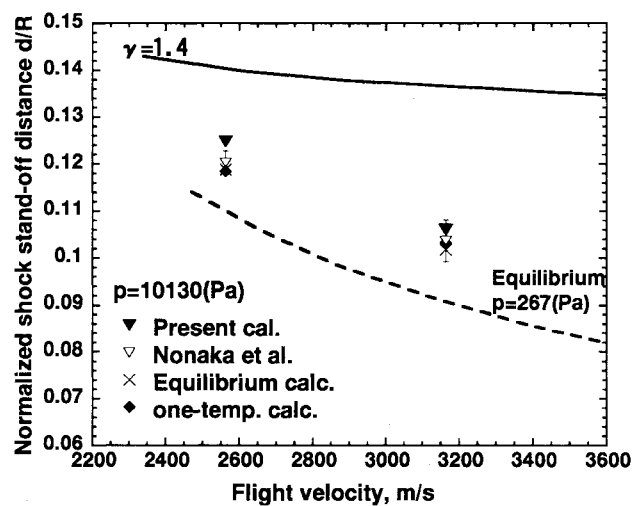
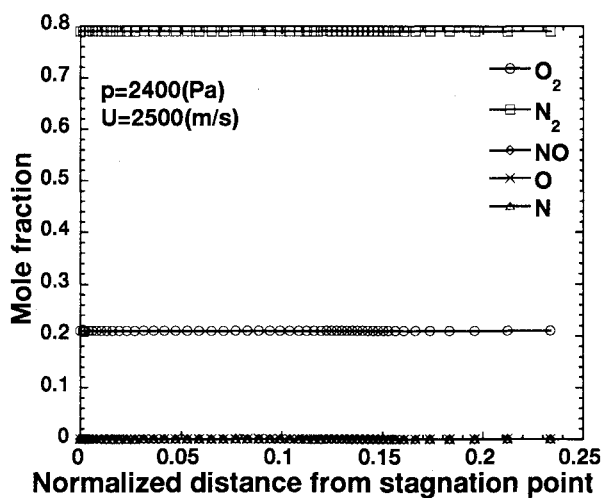
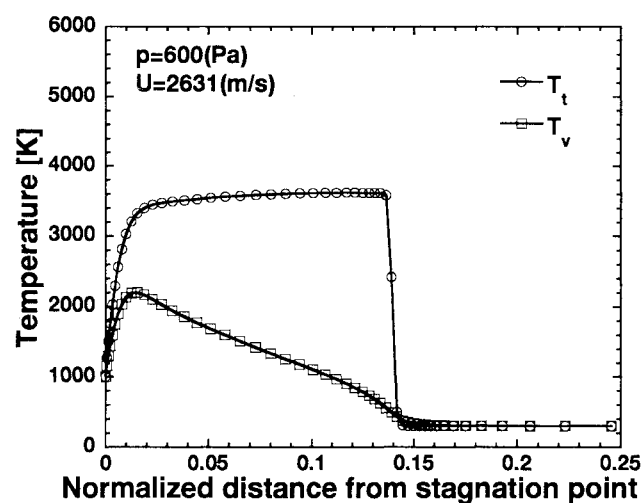
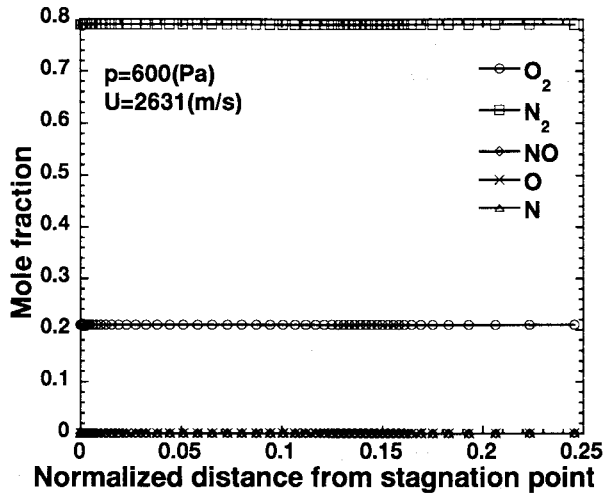
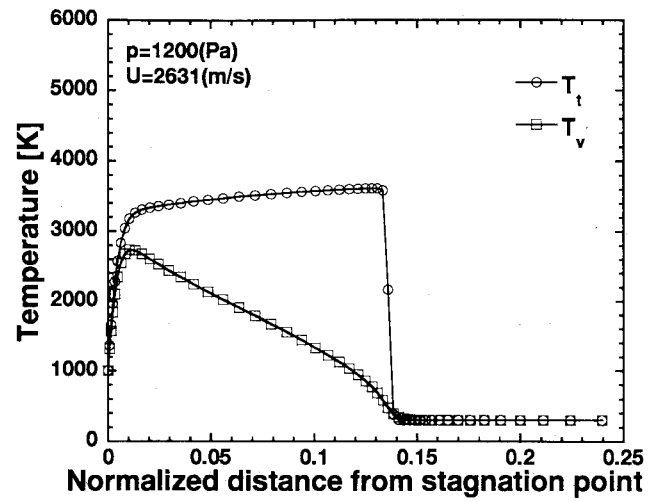
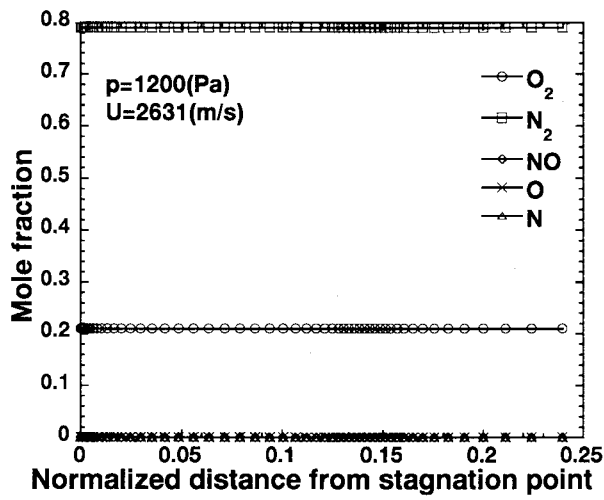
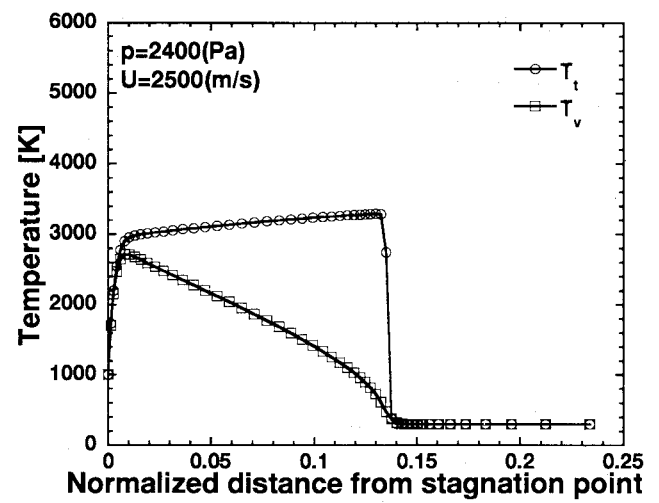
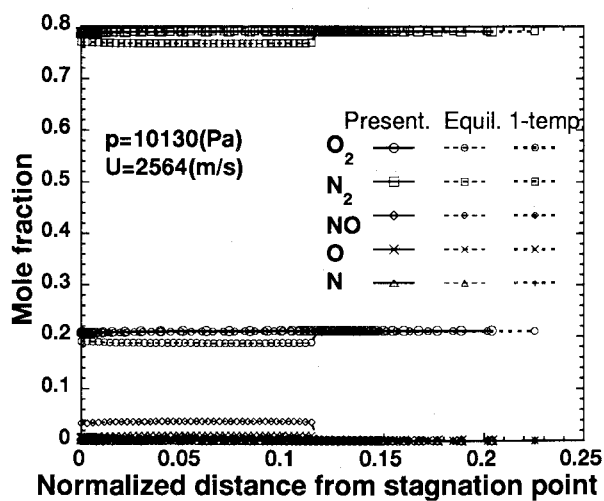
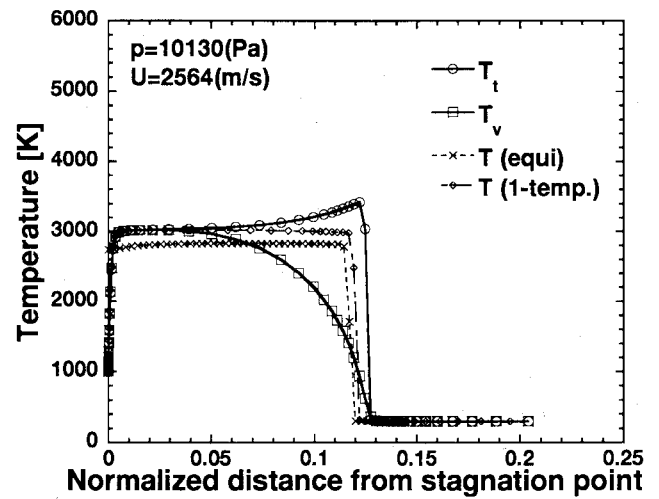
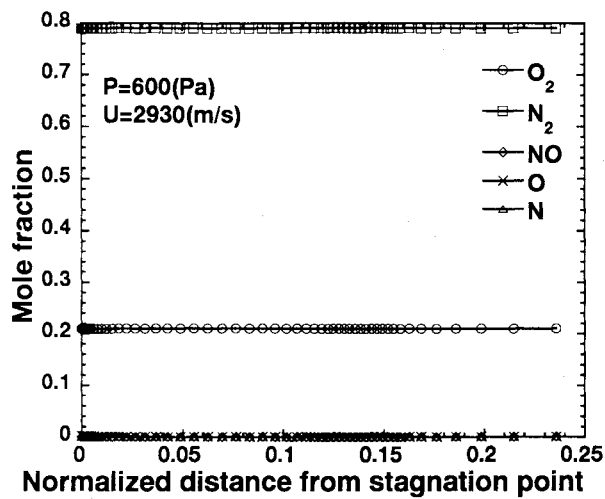
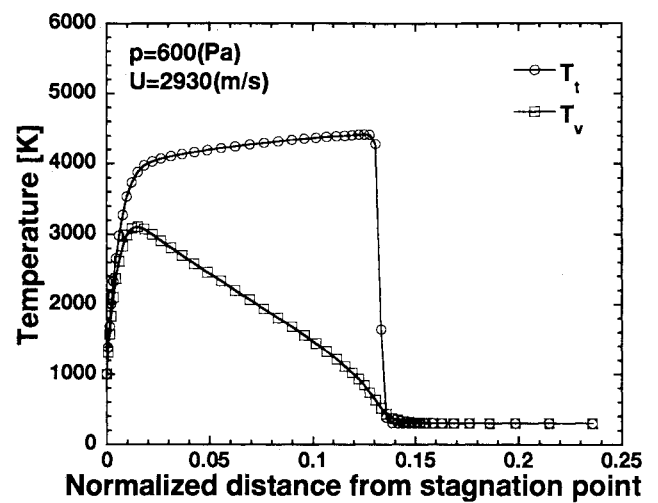
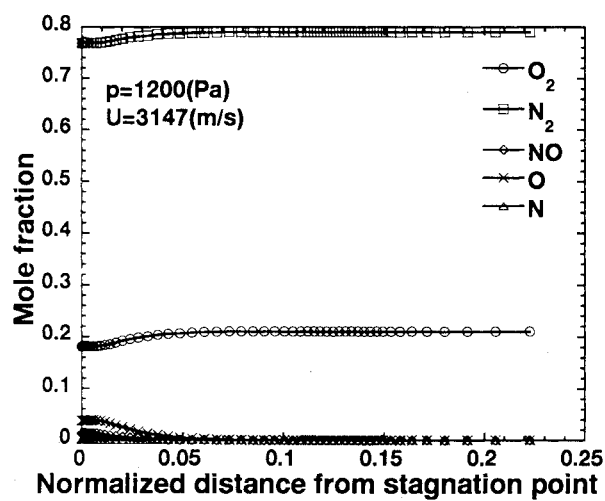
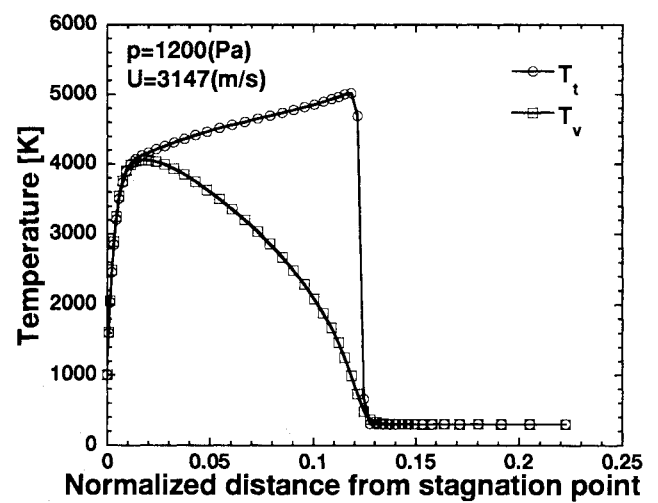
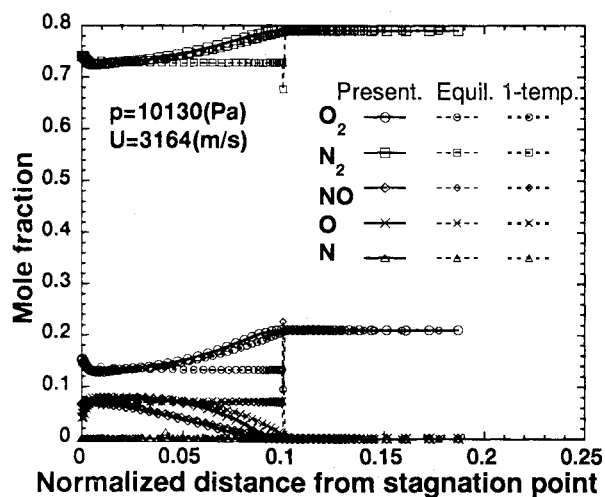
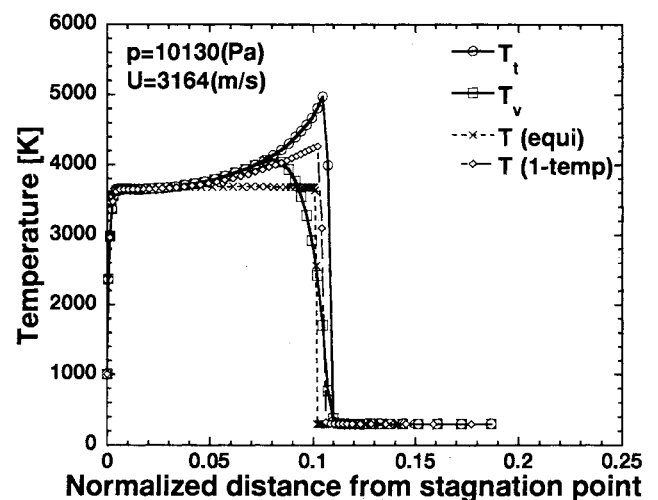
(a) $P=600 \text{ Pa}$ ($\rho R = 1.0 \times 10^{-4}$)(c) $P=2400 \text{ Pa}$ ($\rho R = 4.0 \times 10^{-4}$)(b) $P=1200 \text{ Pa}$ ($\rho R = 2.0 \times 10^{-4}$)(d) $P=10130 \text{ Pa}$ ($\rho R = 1.7 \times 10^{-3}$)

図4 衝撃波離脱距離の比較

(a) $P=600 \text{ Pa}$ ($\rho R = 1.0 \times 10^{-4}$)図5 淀み流線に沿ったモル分率分布
(飛行速度 2.6 km/s 程度)(a) $P=600 \text{ Pa}$ ($\rho R = 1.0 \times 10^{-4}$)図6 淀み流線に沿った温度分布
(飛行速度 2.6 km/s 程度)

(a) $P=1200$ Pa ($\rho R = 2.0 \times 10^{-4}$)(b) $P=1200$ Pa ($\rho R = 2.0 \times 10^{-4}$)(c) $P=2400$ Pa ($\rho R = 4.0 \times 10^{-4}$)(c) $P=2400$ Pa ($\rho R = 4.0 \times 10^{-4}$)(d) $P=10130$ Pa ($\rho R = 1.7 \times 10^{-3}$)(d) $P=10130$ Pa ($\rho R = 1.7 \times 10^{-3}$)図5 淀み流線に沿ったモル分率分布 (つづき)
(飛行速度 2.6 km/s 程度)図6 淀み流線に沿った温度分布 (つづき)
(飛行速度 2.6 km/s 程度)

(a) $P=600 \text{ Pa}$ ($\rho R = 1.0 \times 10^{-3}$)(a) $P=600 \text{ Pa}$ ($\rho R = 1.0 \times 10^{-3}$)(b) $P=1200 \text{ Pa}$ ($\rho R = 2.0 \times 10^{-4}$)(b) $P=1200 \text{ Pa}$ ($\rho R = 2.0 \times 10^{-4}$)(c) $P=10130 \text{ Pa}$ ($\rho R = 1.7 \times 10^{-3}$)(c) $P=10130 \text{ Pa}$ ($\rho R = 1.7 \times 10^{-3}$)図7 淀み流線に沿ったモル分率分布
(飛行速度 3.0 km/s 程度)図8 淀み流線に沿った温度分布
(飛行速度 3.0 km/s 程度)