

## Comparison of Supersonic Free Jet between the DSMC and the CFD calculation

○学 小野 貴司 (三重大院) 正 宇佐美 勝 (三重大)

Takashi Ono, Mie University, 1515 Kamihama-cho, Tsu 514-8507  
Masaru USAMI, Mie University, 1515 Kamihama-cho, Tsu 514-8507

Key Words : DSMC, CFD, Rarefied Gas, Axially Symmetric Flow, Super Sonic Free Jet

## 1. はじめに

DSMC 法<sup>(1)</sup>は、気体の流れを解析する手法の一つである。DSMC 法では流れにおける分子の挙動に注目し、サンプル分子を計算機内で分子移動と分子間衝突を独立に計算し流れを解析する。この方法の特徴としては、計算領域のセル分割が容易であることや境界条件が与えやすいこと、さらに、計算の発散問題がないことが挙げられる。DSMC 法では多数の分子を扱うので計算機への依存がかなり高く、主に希薄気体の解析に用いられている。しかし、現在では計算機の発展により希薄気体領域だけでなく連続流体領域近くまで適用される傾向がある。

一方 CFD 計算は一般の連続流体の代表的解析法である。有限体積法を用い Navier-Stokes 方程式を解き流れを解析する。今回は市販ソフトである Adaptive Research 社の CFD2000 を用いた。このソフトでは二次元や二次元軸対称、三次元といった流れ場を設計することができる。

本研究ではこれらの二通りの計算法を用い単純円形オリフィスからの超音速自由噴流を計算した。そして、得られた結果から噴流構造を比較し、さらに、数値比較も試みた。

## 2. 新衝突計算法

さまざまなシミュレーションにおいて領域を分割するセルを細かく採ることが望ましいことは言うまでもない。これは DSMC 法においても同様であり、とくに平均自由行程より小さく採ることが理想である。しかし、三次元シミュレーションや連続流体領域付近ではセル数が特に多くなり、計算機に大きな負担を強いることになる。大きいセルでのシミュレーション結果は変化が緩やかになることが知られている。そこで大きいセルでも細かいセルと同じ結果を得るために考案されたのが新衝突計算法である。セルが大きくなると分子間衝突において、衝突するセル内の二つの分子間距離が平均的に大きくなる。そこで一方の分子を他方の分子の位置に移動させるという補正を行い衝突計算させる。ここで流れ場の全分子はある温度と流れ速度における局所平行状態の速度分布関数 (Maxwell 分布) に従うものとされる。衝突後に再び補正計算をし、移動した分子を元に位置に戻す。本研究の DSMC 計算において、従来の衝突計算と新衝突計算法を用いた計算の両方を行なった。

## 3. 計算条件

計算領域は二次元軸対称とした。その概要を図 1 に示す。軸方向を  $x$  とし半径方向を  $y$  とし、厚みのない円形オリフィスと上流領域、下流領域から構成される。上流領域はオリフィス半径  $r$  の 1.5 倍の正方領域、下流領域はオリフィス直径  $d$  の 3 倍  $\times$  15 倍の矩形領域とした。

DSMC 計算と CFD 計算ともに Ar の単一気体を用い、上流

よどみ点での圧力は 1 気圧、温度は 15°C とし、上流の圧力と下流の圧力の比は 50:1 である。オリフィス壁の温度も 15°C としている。上流境界への流入条件は、オリフィス孔で流れが音速となるように一次元等エントロピー変化を仮定し計算した値を用いている。

CFD 計算では上流側は  $18 \times 18$  (324) のセル分割、下流側は  $60 \times 360$  (21600) である。

DSMC 計算では三通りの計算を行なった。まず一つ目が従来の衝突計算法で粗いセルを用いた方法。次に従来の衝突計算法で一つ目の計算より細かいセル分割での計算。最後に一つ目の計算と同じセル分割で新衝突計算法を適用したものである。一つ目と三つ目の計算のセル分割は上流領域が  $58 \times 60$  (3480) で、下流領域は  $238 \times 164$  (39032) のセル数である。二つ目の計算のセル分割は上流領域が  $58 \times 60$  (3480) で、下流領域が  $238 \times 1200$  (285600) である。ここで、新衝突計算法では今回は 50% の補正で計算を行なった。完全補正 (100%) では急激な変化の生じる場所で歪みが発生するからである。

## 4. 結果及び考察

図 2 から図 5 は CFD 計算と DSMC 計算における密度分布を示したものである。横軸と縦軸はそれぞれオリフィス直径  $d$  で無次元化された距離を示している。図 2 と図 3 の比較より、噴流構造はほぼ同じであるといえる。しかし、マッハディスクよりも下流の領域で CFD 計算では反射衝撃波と見られる高密度領域が三ヶ所 (a, b, c) あるのに対し、DSMC 計算では CFD 計算における (c) に対応するものがなく、また (a)(b) に対応するものがつながり (d) 一つになっている。これは DSMC 計算がセルが粗いために、相対的に小さな変化は再現されにくくなるためである。それに対し、図 4 の DSMC 計算では図 3 の DSMC 計算よりもセルが細かいためにマッハディスクの下流でははっきりとした反射衝撃波が二つ (e, f) が確認できる。しかし、これでもまだセルが粗いために CFD 計算と比較すると変化を十分に再現できていない。次に、図 5 の DSMC 計算では新衝突法を用いた結果である。図 3 や図 4 と比較するとセルは粗くても他の二通りの計算より良い結果を得ている。

図 6 から図 8 は図 2 と図 3 の下流領域の中心軸付近での密度や温度、マッハ数の数値分布を示したものである。横軸は軸方向の無次元距離、縦軸は上流よどみ点の値で無次元化された値である。図 6 の密度分布では全体的に DSMC の結果に数値の振動が見られるが、これはサンプル分子数が少ないためと思われる。しかし、数値的にほぼ同じ値であるといえる。圧力比 50 の場合のマッハディスクの位置は  $x/d=4.74$  となるという実験式<sup>(2)</sup>があるが、それと一致する。マッハディスクでの急激な変化において、若干ではあるが CFD のほう

がはっきりと大きく変化しているのに対し DSMC ではやや緩やかであるように見える。これも DSMC 法のセルが粗い事が原因として考えられる。図7の温度変化のグラフではマッハディスクまで CFD と DSMC でよく一致していることが分かる。しかし、マッハディスクより下流では DSMC のほうが数値がやや大きくなっている。図8はマッハ数の分布である。これも CFD と DSMC でよく一致した変化を示しているといえる。ただ、やはり変化が急であるマッハディスクの位置において DSMC は CFD よりも緩やかな変化を示している。

参考文献

(1) Bird, G. A., Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows, (1994), Clarendon  
 (2) Ashkenas, H., Sherman, F.S., The Structure and Utilization of Supersonic Free Jets in Low Density Wind Tunnels, Proc. 4th Int. Symp. Rarefied Gas Dyn., 2 (1966), 84-105

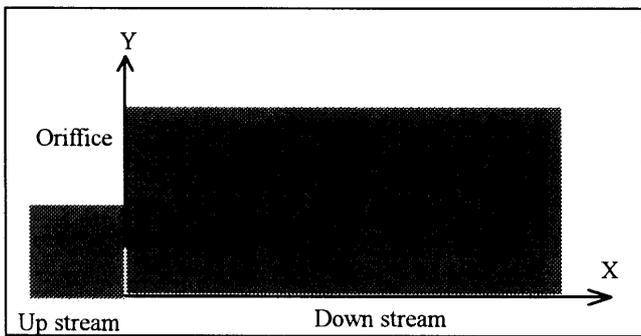


Fig.1 Simulation Region

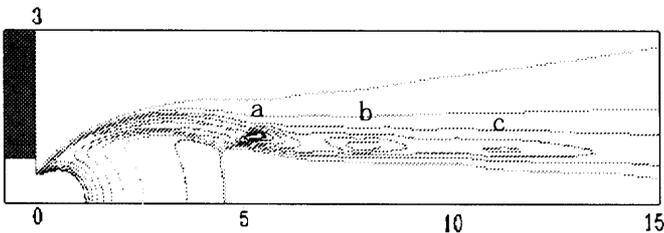


Fig.2 Density profile of CFD calculation

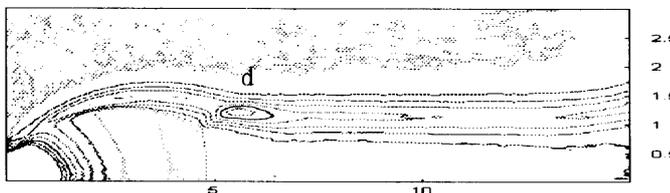


Fig.3 Density profile of DSMC calculation (42512sell)

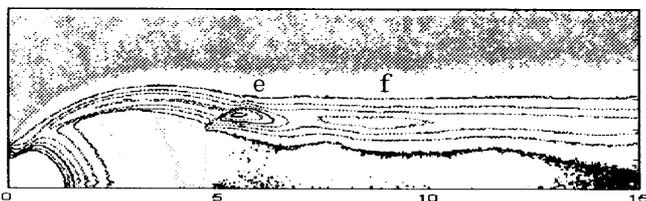


Fig.4 Density profile of DSMC calculation (289080sell)

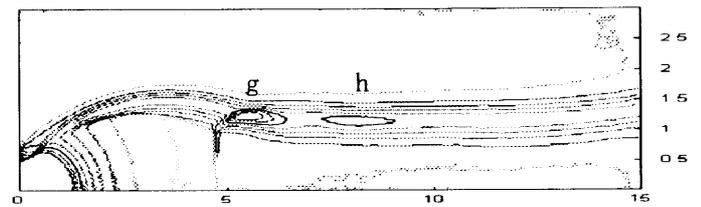


Fig.5 Density profile of DSMC calculation (New collision method)

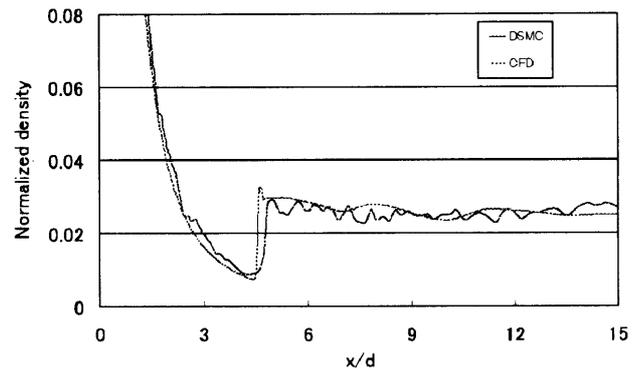


Fig.6 Density profile

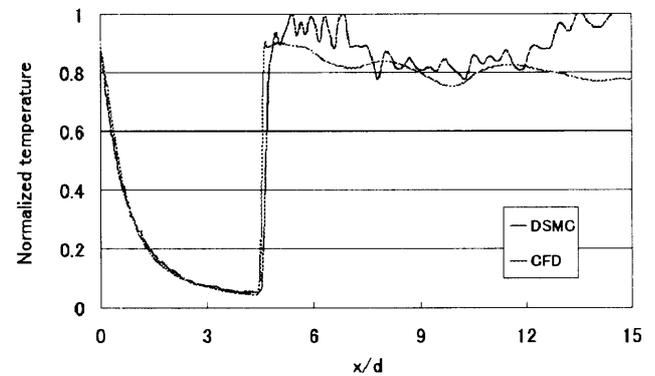


Fig.7 Temperature profile

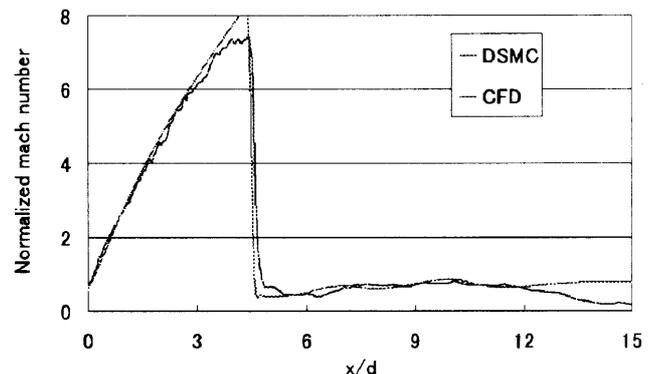


Fig.8 Mach number profile