東京大学 大学院新領域創成科学研究科
基盤科学研究系 先端エネルギー工学専攻
2008年3月修了　修士論文要旨

希薄気体における形状近似DSMC法と遺伝的アルゴリズムを用いた飛行体形状最適化

学生証番号　66203　氏名　板橋 直亮
（指導教員　鈴木 宏二郎　准教授）

Key Words : Rarefied gas, Direct simulation Monte Carlo method, Genetic Algorithm, Optimization

1. はじめに

我々が日常経験する気体の振る舞いは，ナビエ・ストークス方程で表されるいわゆる流体力学によって記述される．しかし，航空宇宙工学などで重要な低圧気体，あるいは急速に進化を続けるマイクロマシンなどの小さい系の気体では，気体分子の平均自由行程が系の代表長に比べて無視出来ず，従来の流体力学ではその振る舞いを正しく記述出来ない．このような場合，巨視的物理量だけでは不十分であり，系が種々の速度の分子で構成されていることを表現出来る微視的な取り扱いが必要となる．

宇宙工学やナノテクノロジの発達した現代では，このような希薄な領域となる場合も多くなる．例えば急速に進化を続けるMEMSでは，構造物が微細なために雰囲気の影響を受けやすい．そのためMEMSの開発において今以上の高性能化を実現するためには，内部の流れを正確にとらえ，流体の及ぼす影響を考慮する必要がある．MEMSでは常圧においても構造物が微細なためにクヌーセン数が大きくなり，希薄気体効果が表れる．また内部の測定を行えるのはシンプルな構造の物に限定されるためコンピュータシミュレーションの重要性は高まっている．

宇宙工学においては宇宙機の大気圏突入や衛星，エアロブレーキ，エアロキャプチャなど様々な場面で希薄な領域となる．それらの中で例えばエアロキャプチャでは突入経路角の許容範囲が狭いことが問題となっている．突入ウィンドウを広げるためには高い揚抗比が必要となることが知られているが希薄な領域で高い揚抗比が得づらいことがエアロキャプチャを難しくさせている[1]．

このような背景から希薄気体におけるコンピュータシミュレーション，形状最適化の重要性が増してきている．しかし，その様な希薄気体の解析に適しているdirect simulation Monte Carlo (DSMC) 法は計算コストが高く，パーソナルコンピュータでの最適化は困難であった．しかし，近年のコンピュータの発達により，PCにおいても最適化が行える性能を備え始めている．PCによって最適化が行えるようになることの意義は大きい．そこで，本研究では直行格子を用いて形状近似を行い，DSMC法の高速化，格子生成コストの低減をし，その手法を用いて最適化を行った．

2. 理論及び方法

2ー1　DSMC法

流れの圧力が低下してくると，ナビエ・ストークス方程式が成立しなくなり，ボルツマン方程式を基礎として解析を行わなければならない．本研究ではボルツマン方程式の確率解法であるDSMC法[2] を用いて解析を行った．分子の衝突頻度は最大衝突法[3] を用いた．

2ー2　近似方法

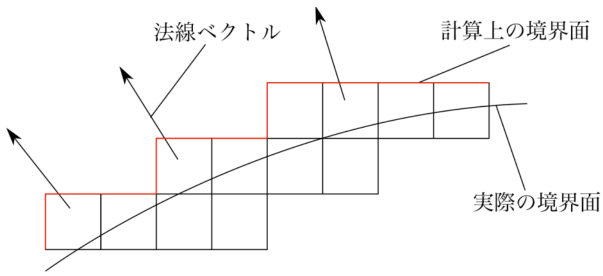

図1　境界の定義

格子は直交格子を用いて図1に示したように解析対象の境界を含むセル表面を計算上の境界として定義し，その表面には実際の境界の法線ベクトルを持たせ近似した．形状は連続的ではないが，法線ベクトルの変化は連続的となる．そのため反射する粒子からすると形状の変化は連続的となる．

2ー3　解適合格子

先に述べたようにセルを用いて形状を近似しているため，形状の再現性は格子幅に大きく依存する．よって形状の再現性の向上と，計算の高速化のために局所的にセルを細分化可能な解適合格子を用いた．セルの細分化，結合は階層構造を用いて処理を行った．細分化，結合はセル内の粒子数に応じて行った．図2に平板周りの流れを解いた際に生成された格子を示す．

2ー4　遺伝的アルゴリズム

遺伝的アルゴリズム(genetic algorithm : GA) は最適化問題を解くために遺伝子の進化過程をモデル化したものである．一般的にGAは，適合度の評価，選択，

交叉，突然変異の4つの主な操作により構成され，最適解が見つかるまでこれを繰り返す．本研究ではシンプレックスアルゴリズム[4] を用い，交叉はマスクで一様交叉させた．

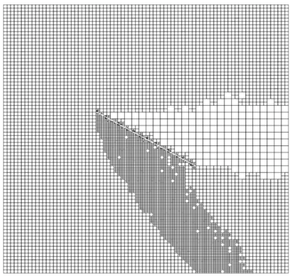

図2　解適合格子の例

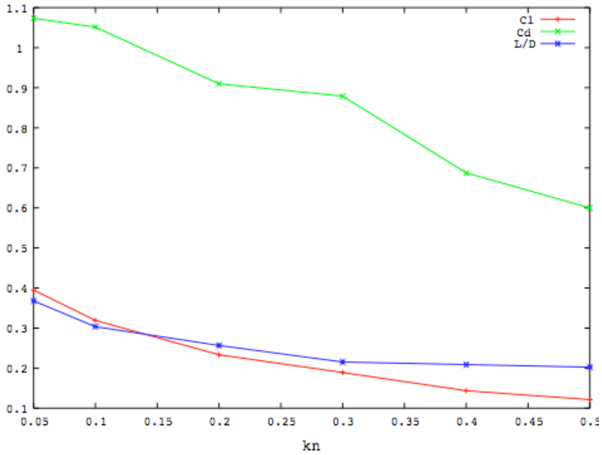

図5　2次元最適化結果

3. 結果

円柱周りの流れ場の密度分布を図3，図4に示す．図3は形状を近似せずに計算を行った結果，図4は形状を格子を用いて近似し，近似した形状表面に実際の法線ベクトルを与えた結果である．計算条件はマッハ数5，クヌーセン数0.5とした．平均自由行程と最小格子幅を比較し，格子幅が充分に小さい場合には良い一致が得られた．

形状近似を用いて高層を飛行する衛星エアロシェルの形状最適化を行った．2次元，３次元ともに初期形状は乱数により決定した．2次元ではクヌーセン数を変化させ最適化を行った．それぞれの最良解の結果を図5に示す．本手法を用いて異なる条件下においても結果を得られた．図6には3次元での最適化の履歴を示す．クヌーセン数は0.05である．3次元においても形状を近似し法線ベクトルを与えることで，容易に最適化を行うことができた．

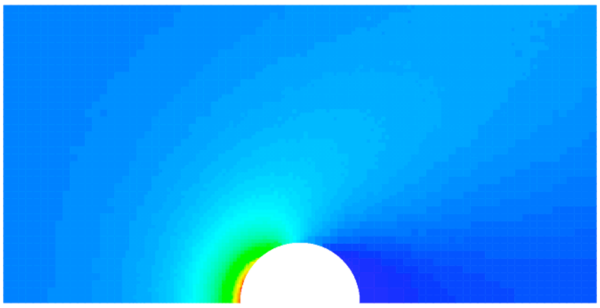

図3　円柱周りの密度分布（近似なし）

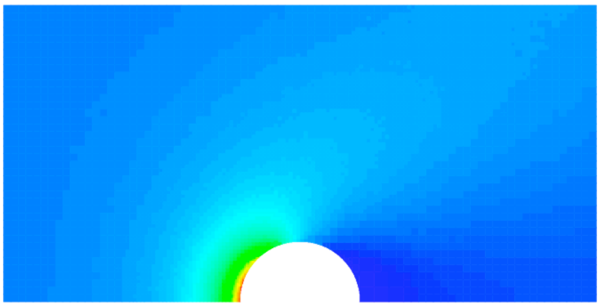

図4　円柱周りの密度分布（形状近似）

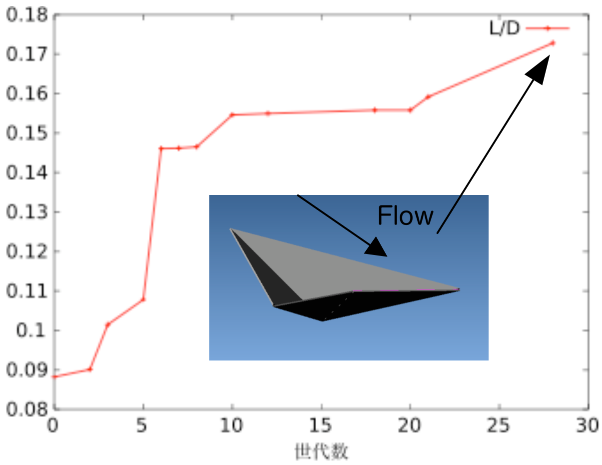

図6　3次元最適化結果

4. まとめ

直交格子を用いて形状を近似し，実際の法線ベクトルを境界となるセルに法線ベクトルを与え，解適合格子を組み合わせることで，計算の高速化及び格子生成コストの低減が出来た．

形状を近似したDSMC法を用いて，形状が変化する最適化問題においても格子を生成し直す事無く解く事が出来た．

参考文献

[1] 久保田弘敏，鈴木宏二郎，綿貫忠晴，宇宙飛行体の熱気体力学，東京大学出版会，2002
[2] G. A. Bird, Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flow, Oxford, 1994
[3] 保原充，大宮司久明，数値流体力学 基礎と応用，東京大学出版，1992
[4] 伊庭斉志著，遺伝的アルゴリズムの基礎　GA の謎を解く，オーム社，1994