- Simulation Monte Carlo Method, Phys. Fluids, 29 (1986), pp. 3509-3511.
- 5) Koura, K.: Null Collision Monte Carlo Method: Gas Mixtures with Internal Degrees of Freedom and Chemical Reactions, Prog. Astronaut. Aeronaut., 117 (1989), pp. 25-39.
 - 6) Koura, K.: A Sensitive Test for Accuracy in Evaluation of Molecular Collision Number in the Direct-Simulation Monte Carlo Method, Phys. Fluids A, 2 (1990), pp. 1287-1289.
 - 7) Koura, K.: Direct Simulation of Vortex Shedding in Dilute Gas Flows past an Inclined Flat Plate, Phys. Fluids A, 2 (1990), pp. 209-213.
 - 8) Koura, K.: Direct Simulation of Vortex Shedding in Dilute Gas Flows past Bluff Bodies, Rarefied Gas Dynamics, 17th International Symposium, July 1990.
 - 9) 古浦勝久: 希薄気体数値風洞, 可視化情報, 10 (1990), pp. 35-39.
 - 10) Koura, K., Kanematsu, E. and Kimura, K.: Rarefied Gas Numerical Wind Tunnel, Rarefied Gas Dynamics, 17th International Symposium, July 1990.
 - 11) Koura, K.: Transient Couette Flow of Rarefied Binary Gas Mixtures, Phys. Fluids, 13 (1970), pp. 1457-1466.
 - 12) Fromm, J. E. and Harlow, F. H.: Numerical Solution of the Problem of Vortex Street Development, Phys. Fluids, 6 (1963), pp. 975-982.
 - 13) Braza, M., Chassaing, P. and Ha Minh, H.: Numerical Study and Physical Analysis of the Pressure and Velocity Fields in the Near Wake of a Circular Cylinder, J. Fluid Mech., 165 (1986), pp. 79-130.
 - 14) Ishii, K.: private communication.

一特 集一

空力制動型衛星に関する希薄気体力学*¹安 部 隆 士*²

Key Words: Rarefied Flow, Aeroassist, Space Vehicle

1. はじめに

始めに、空力制動型衛星についての概要を述べよう。大気を有する惑星に、外軌道から接近する衛星が、その惑星回りの軌道に入る場合を想定する。空力制動型衛星では、その際に、その惑星の大気を利用する。すなわち、通常の方法では、外軌道から惑星に近づいた際、適当な時期に減速して、惑星回りの所定の軌道に入る。しかしながらこの方法では、減速の際かなりの燃料を消耗することになるために、ペイロード重量が大きな制限を受けることになる。ペイロード重

量の制限を緩和するため、必要な減速を惑星大気を通過する際の抗力を利用することが考えられてきた¹⁾。これが、空力制動型衛星である。方法としては、いくつかのバリエーションがあるが、特に希薄気体の効果が重要になるものは、次のようなものである。第1図に示すように、まず弱い減速により、惑星回りの大きな軌道に移行し、その後、複数回、惑星大気を通過することにより、次第に目的の低軌道に移行するものである。このような空力制動型衛星が利用できる大気を有する惑星としては、金星、地球、火星、木星など、数多くの惑星がその対象となる。

惑星大気は、高度と共にその密度は減少し、それに対応して、いわゆる平均自由行程は大きくなっていく。平均自由行程は、気体粒子が、たかだか1回の他粒子との衝突を経験するまでに動く距離であり、気体の希薄の度合を示す。第2a図は、地球大気の場合の平均自由行程を高度と共に示す。さて、いま地球の大気中、ある高度を飛行する宇宙船を考える。この宇宙船は、いわゆる空力加熱にさらされるわけであるが、それによる表面温度を、平衡を仮定して(空力加熱による熱入力と輻射による熱損失の釣合)見積もると、第2b図のようになる。ここで ϵ は、輻射率を示す。この図からもわかるように、平衡温度は、高度100

著 者 紹 介

安部 隆士 (正会員)

昭和24年生。福岡県出身。昭和48年京都大学工学部航空工学科卒業。昭和53年東京大学大学院工学系博士課程修了。現在、宇宙科学研究所助教授。宇宙輸送に関わる気体力学の研究に従事。工学博士。日本物理学会、日本機械学会、日本ロケット協会、AIAA各会員。

*¹ 平成2年4月3日、日本航空宇宙学会第21期年会講演会にて講演。平成2年9月5日原稿受理 Rarefied Gas Dynamics in Relation to Aeroassisted Orbital Transfer Vehicle

*² 宇宙科学研究所 Takashi ABE

第1図 空力制動型衛星のシナリオ

第2a図 地球大気の平均自由行程(λ)と高度(h)

第2b図 地球大気を飛行する宇宙船の平衡温度と高度

km 以下では、急激に高くなり、特別な熱防御を施す必要がでてくる。それに対して、高度 110 km ないし 120 km あたりでは、たかだか、1000 K であり、通常の耐熱材料で十分対応できることがわかる。十分な減速を行うためには、飛行高度は、低いことが望ましいが、加熱量からして、まさにこの付近の高度が、先ほど述べたような複数回の減速により必要な減速を達成する空力制動型衛星には、最適であることになる。そして、その高度での平均自由行程は、第2a図からもわかるように 1 m 前後である。よく知られているように、宇宙船の代表的な長さ平均自由行程との比

は、Knudsen 数として知られており、気体の希薄の度合を示すパラメータである。その値が 1 より十分小さいとき、大気の流れは、連続流として扱え、逆に、その値が 1 より十分大きいとき、大気の流れは、自由分子流として扱える。その中間は、有限な平均自由行程の効果が現れ始める領域である。即ち、いま考えている空力制動型衛星は、このような希薄効果が現れる大気の中を飛行することになる。

2. 希薄気流のシミュレーション

このような希薄気体の効果が現れる大気の中を飛行

第3図 直接シミュレーションモンテカルロ法のフローチャート

する宇宙船の空気力学的設計のためには、通常行われる風洞試験やその他のいわゆる実験的な手法は、非常に困難であり、特に数値シミュレーションが威力を発揮すると考えられている。この数値シミュレーションは、いわゆるボルツマン方程式の数値解析というものに属しており、有限の平均自由行程の効果を考慮した流体運動の数値シミュレーションということになる。

実際広く用いられている方法は、直接シミュレーションモンテカルロ法といわれている粒子シミュレーション法である²⁾。これは、模擬的な気体粒子の力学をシミュレートするものである。直接シミュレーションモンテカルロ法では、気体粒子そのものではなくて、いくつかの気体粒子を一つの模擬的な気体粒子、即ち超粒子として扱うことになる。そしてこれらの粒子の熱運動による移動及び、粒子間での衝突を追跡することにより、全体の流体運動を模擬しようというものである。

この方法では、衝突を計算するプロセスと、粒子が熱運動により移動するプロセスを分離し、第3図で示されるように、ステップ1で表される粒子の運動および、それに続くステップ2での粒子間での衝突を繰り返し計算することになる。この方法については、数多くの研究がなされており、衝撃波の構造が分布関数のレベルに至るまで実験と一致する結果を与えることや、連続流との境界付近では、連続流で与える結果と一致した結果を与えることなどが確かめられている。

- Elastic Collision
- Inelastic Collision
 - Excitation of Internal Degrees of Freedom
 - * Rotational Degrees of Freedom
 - * Vibrational Degrees of Freedom
 - * Electronic Excitation
 - Chemical Reaction

第4図 分子原子間衝突

3. 数値シミュレーションの課題

このシミュレーション法を空力制動型衛星に適用することを考えると、それには、いくつかの課題がある。ここでは、以下のような3つの課題について、その現状を概観することにする。

まず、高速に飛行するために生ずる複雑な実在気体効果を表す粒子の衝突過程のモデル化である。すなわち、宇宙船の速度は、10 km/sec 程度であるので、この相対速度のエネルギーは、宇宙船から跳ね返された粒子が他粒子と衝突する際、化学反応や、電離を引き起こすのに十分である。宇宙船前面の衝撃層では、これら複雑な過程が生ずることが予想される。現状において、すでに、簡単なモデルが提案されているが、その妥当性については、今後の研究が必要である。

2番目は、このような高速度で宇宙船表面に入射する粒子と、宇宙船表面との相互作用の問題である。このような問題は、通常ガスサーフェス相互作用として以前から研究されているものであるが、宇宙船に用いられるような材料についてのデータは十分ではない。

3番目は、効率よく計算する手法の開発である。宇宙船設計の過程においては、様々な形態についての流れ場を計算する必要がある。また、流れは、3次元である。このように幾何学的に複雑な流れを、効率よく計算する手法の開発が進められている。

さて、1番目の問題について話を進めよう。まず、大きな相対速度で分子同士が衝突した際に、どのようなことが起こるか考えてみよう。それらは、第4図にまとめられる。まず、弾性衝突 (elastic collision) であるか、非弾性衝突 (inelastic collision) であるかで区別される。非弾性衝突には、化学反応を起こし分子種が変わる場合と、分子の内部自由度を励起する場合がある。内部自由度には、回転自由度、振動自由度、そして、電子配位の励起自由度がある。電子配位が励起される場合には、励起状態から基底状態に遷移する際に発生する輻射を考慮する必要がでてくる。これらの内部自由度には、特性温度があり、温度がそれぞれの特性温度より十分低いときには、それらの内部自由

度を無視することができる。逆に、温度が特性温度付近ないしはそれ以上であれば、内部自由度を考慮する必要がでてくる。特性温度は、一般に回転自由度では数十度 K, 振動自由度では数千度 K, 電子配位では数万度 K となる。いま相対速度 10 km/sec で大気中を飛行することを考えると、宇宙船前方に形成される衝撃波層では、その温度は数万度 K となる。即ち空力制動型衛星では、上に述べた自由度は、すべて励起され、すべての自由度を考慮する必要があることがわ

かる。

現状においてこれらは、どのように扱われているか見てみよう。まず、回転振動自由度において通常用いられる方法としては、Borgnakke-Larsen モデルとして知られる現象論的モデルがある³⁾。この方法は、並進エネルギーと内部エネルギーとのエネルギー交換について、ある確率で交換が起こるというモデルであり、エネルギー交換が起こる場合、エネルギーは各自自由度間で等確率に分配される。また化学反応について

第 1 a 表 11 種地球大気モデルでの化学反応⁴⁾

Number	Reaction (Energy in J)	Rate Coefficient, $k(T)=a T^b$	$m^3/(\text{molecule-s})$ $\exp(-E_a/kT)$
1	$O_2 + N + 8.197 \times 10^{-19} \rightarrow 2O + N$	$1.375 \times 10^{-10} T^{-1}$	$\exp(-59370/T)$
2	$O_2 + NO + 8.197 \times 10^{-19} \rightarrow 2O + NO$	$4.580 \times 10^{-11} T^{-1}$	$\exp(-59370/T)$
3	$O_2 + N_2 + 8.197 \times 10^{-19} \rightarrow 2O + N_2$	$4.580 \times 10^{-11} T^{-1}$	$\exp(-59370/T)$
4	$O_2 + O_2 + 8.197 \times 10^{-19} \rightarrow 2O + O_2$	$4.580 \times 10^{-11} T^{-1}$	$\exp(-59370/T)$
5	$O_2 + O + 8.197 \times 10^{-19} \rightarrow 3O$	$1.375 \times 10^{-10} T^{-1}$	$\exp(-59370/T)$
6	$N_2 + O + 1.561 \times 10^{-18} \rightarrow 2N + O$	$1.850 \times 10^{-8} T^{-1.6}$	$\exp(-113000/T)$
7	$N_2 + O_2 + 1.561 \times 10^{-18} \rightarrow 2N + O_2$	$6.170 \times 10^{-9} T^{-1.6}$	$\exp(-113000/T)$
8	$N_2 + NO + 1.561 \times 10^{-18} \rightarrow 2N + NO$	$6.170 \times 10^{-9} T^{-1.6}$	$\exp(-113000/T)$
9	$N_2 + N_2 + 1.561 \times 10^{-18} \rightarrow 2N + N_2$	$6.170 \times 10^{-9} T^{-1.6}$	$\exp(-113000/T)$
10	$N_2 + N + 1.561 \times 10^{-18} \rightarrow 3N$	$1.850 \times 10^{-8} T^{-1.6}$	$\exp(-113000/T)$
11	$NO + N_2 + 1.043 \times 10^{-18} \rightarrow N + O + N_2$	$3.830 \times 10^{-13} T^{-0.5}$	$\exp(-75550/T)$
12	$NO + O_2 + 1.043 \times 10^{-18} \rightarrow N + O + O_2$	$3.830 \times 10^{-13} T^{-0.5}$	$\exp(-75550/T)$
13	$NO + NO + 1.043 \times 10^{-18} \rightarrow N + O + NO$	$3.830 \times 10^{-13} T^{-0.5}$	$\exp(-75550/T)$
14	$NO + O + 1.043 \times 10^{-18} \rightarrow N + 2O$	$7.660 \times 10^{-13} T^{-0.5}$	$\exp(-75550/T)$
15	$NO + N + 1.043 \times 10^{-18} \rightarrow 2N + O$	$7.660 \times 10^{-13} T^{-0.5}$	$\exp(-75550/T)$
16	$NO + O + 2.190 \times 10^{-19} \rightarrow N + O_2$	$3.600 \times 10^{-22} T^{1.29}$	$\exp(-19700/T)$
17	$N_2 + O + 5.175 \times 10^{-19} \rightarrow N + NO$	$5.300 \times 10^{-17} T^{0.1}$	$\exp(-37500/T)$
18	$O_2 + N \rightarrow 2.190 \times 10^{-19} + O + NO$	$5.200 \times 10^{-22} T^{1.29}$	$\exp(-3600/T)$
19	$NO + N \rightarrow 5.175 \times 10^{-19} + O + N_2$	$2.020 \times 10^{-17} T^{0.1}$	
20	$N + O + 4.422 \times 10^{-19} \rightarrow NO^+ + e^-$	$2.550 \times 10^{-20} T^{0.37}$	$\exp(-32030/T)$
21	$O + e^- + 2.180 \times 10^{-18} \rightarrow O^+ + 2e^-$	3.000×10^{-12}	$\exp(-157900/T)$
22	$O + O + 1.120 \times 10^{-18} \rightarrow O_2^+ + e^-$	$6.420 \times 10^{-22} T^{0.49}$	$\exp(-81100/T)$
23	$O_2^+ + e^- \rightarrow 1.120 \times 10^{-18} + O + O$	$3.830 \times 10^{-9} T^{-1.51}$	
24	$O + O_2^+ + 2.570 \times 10^{-19} \rightarrow O^+ + O_2$	$1.890 \times 10^{-16} T^{-0.52}$	$\exp(-18760/T)$
25	$O^+ + O_2 \rightarrow 2.570 \times 10^{-19} + O + O_2^+$	$1.890 \times 10^{-16} T^{-0.52}$	
26	$N^+ + N_2 + 1.670 \times 10^{-19} \rightarrow N + N_2$	$1.670 \times 10^{-17} T^{-0.18}$	$\exp(-12100/T)$
27	$O + NO^+ + 7.040 \times 10^{-19} \rightarrow O^+ + NO$	$4.580 \times 10^{-17} T^{0.01}$	$\exp(-51000/T)$
28	$N + N + 9.340 \times 10^{-19} \rightarrow N_2^+ + e^-$	$2.980 \times 10^{-20} T^{0.77}$	$\exp(-67650/T)$
29	$N + e^- + 2.330 \times 10^{-18} \rightarrow N^+ + 2e^-$	1.000×10^{-14}	$\exp(-168800/T)$
30	$O^+ + NO \rightarrow 7.040 \times 10^{-19} + O + N_2^+$	$1.970 \times 10^{-17} T^{0.01}$	
31	$O^+ + N_2 + 3.060 \times 10^{-19} \rightarrow O + N_2$	$1.055 \times 10^{-16} T^{-0.21}$	$\exp(-22160/T)$
32	$N_2^+ + e^- \rightarrow 9.340 \times 10^{-19} + N + N$	$8.880 \times 10^{-10} T^{-1.23}$	
33	$NO^+ + e^- \rightarrow 4.420 \times 10^{-19} + N + O$	$4.030 \times 10^{-9} T^{-1.63}$	
34	$N_2^+ + N \rightarrow 1.660 \times 10^{-19} + N^+ + N_2$	$2.370 \times 10^{-18} T^{-0.52}$	
35	$N_2^+ + O \rightarrow 3.150 \times 10^{-19} + O^+ + N_2$	$1.770 \times 10^{-17} T^{-0.21}$	
36	$N + NO^+ + 8.430 \times 10^{-19} \rightarrow N^+ + NO$	$1.840 \times 10^{-15} T^{-0.02}$	$\exp(-61060/T)$
37	$N^+ + NO \rightarrow 8.430 \times 10^{-19} + N + NO^+$	$1.840 \times 10^{-15} T^{-0.02}$	
38	$O_2 + NO^+ + 4.470 \times 10^{-19} \rightarrow NO + O_2^+$	$1.720 \times 10^{-14} T^{-0.17}$	$\exp(-32400/T)$
39	$NO + N^+ \rightarrow 4.470 \times 10^{-19} + NO^+ + N$	$4.470 \times 10^{-15} T^{-0.17}$	
40	$N + NO^+ + 4.900 \times 10^{-19} \rightarrow O + N_2^+$	$2.830 \times 10^{-17} T^{0.4}$	$\exp(-35500/T)$
41	$O + N_2^+ \rightarrow 4.900 \times 10^{-19} + N + NO^+$	$4.100 \times 10^{-18} T^{0.4}$	

は、現状においては、空気では第1a表に示されるような反応が考えられている⁴⁾。さらに電子配位のエネルギー準位としては、第1b表に示されるようなものが、また輻射については、第1c表に示されるようなものが考えられている。実際このようなモデルを用いて、高度90 km、速度9.95 km/secで飛行する宇宙船の淀み点流れが計算され、従来の結果と比較検討されている(第5図)。化学反応の扱い方は、現状において、次のようなものである。化学反応は、通常、分子が衝突した際に化学反応を生じる確率、即ち、反応確率として取り扱われている。一方、化学反応の進み方については、一般には、平衡状態に近い状態での反応速度という形で、実験データが得られている。問題は、反応速度を平衡状態で再現できるような反応確率を得ることであるが、現状では、反応確率のエネルギー依存性を適当に仮定することによりその確率を求めている⁵⁾。しかしながら、そのようにして得られた反

応確率を詳細にみると次のような欠陥があることがわかる。例えば、 O_2 とNの反応を見ると、その反応確率は、あるエネルギー以上では、1を越えることになって、現実的ではないモデルとなっている(第6図)。化学反応の扱い方については、今後の研究が望まれる。

さて、次の問題は、高速で衛星表面に飛び込む大気分子と表面との相互作用はどのようなことになるか、そしてその影響についての問題である。実際、相対速度10 km/secというのは、地球大気でいえば、十数eVというエネルギーとなり、これから容易に予想できるように、表面での種々の化学反応等が起こりうるエネルギー領域である。そればかりでなく、散乱という力学的挙動にしてもかなり複雑な様相を呈する。第7

第1c表 励起された原子分子からの光放出モデル⁴⁾

Molecular band system.

Band	States	τ, s	Wavelength, μ
$N_2, 1+$	3→2	1.10×10^{-5}	1.06
$N_2, 2+$	5→3	2.70×10^{-8}	0.34
$O_2, S-R$	5→1	8.20×10^{-9}	0.2
NO, β	3→1	6.70×10^{-7}	0.22
NO, γ	2→1	1.16×10^{-7}	0.23
$N_2^+, 1-$	3→1	6.70×10^{-8}	0.39

Radiative transitions for O.

Number	Transition	ϕ	τ, s	Wavelength, μ
1	5→4	0.6	3.3×10^{-8}	0.83
2	6→1	0.1	2.5×10^{-8}	0.103
3	6→4	0.01	2.0×10^{-8}	0.45
4	6→5	0.7	2.5×10^{-8}	0.99
5	7→1	0.1	0.4×10^{-8}	0.099
6	7→5	0.4	1.0×10^{-7}	0.64
7	8→5	0.1	5.0×10^{-7}	0.55

Radiative transitions for N.

Number	Transition	ϕ	τ, s	Wavelength, μ
1	4→1	0.5	5.0×10^{-9}	0.117
2	4→2	0.25	2.0×10^{-9}	0.152
3	4→3	0.25	5.0×10^{-9}	0.178
4	5→2	0.15	2.0×10^{-9}	0.129
5	5→4	0.08	6.0×10^{-8}	0.907
6	6→2	0.1	1.0×10^{-8}	0.117
7	6→3	0.1	1.0×10^{-8}	0.132
8	6→5	0.7	5.0×10^{-8}	1.19
9	7→4	0.1	1.0×10^{-8}	0.45
10	8→2	0.005	3.0×10^{-8}	0.108
11	8→3	0.003	5.0×10^{-8}	0.121
12	8→4	0.008	2.5×10^{-7}	0.38
13	8→5	0.04	1.0×10^{-7}	0.65

第1b表 原子分子の電子励起モデル⁴⁾

Electronic states for O_2 .			Electronic states for NO.		
State	e, J	g_i	State	e, J	g_i
$1(X^3\sigma)$	0.	3	$1(X^2\pi)$	0.	4
$2(a^1\Delta)$	1.573×10^{-19}	2	$2(a^2\sigma)$	8.732×10^{-19}	2
$3(b^1\sigma)$	2.621×10^{-19}	1	$3(B^2\pi)$	9.122×10^{-19}	4
$4(A^3\sigma)$	7.169×10^{-19}	3	$4(C, D^2\sigma)$	1.045×10^{-18}	4
$5(B^3\sigma)$	9.891×10^{-19}	3	$5(E^2\sigma)$	1.204×10^{-18}	2

Electronic states for N_2 .			Groups of electronic states for O.		
State	e, J	g_i	Group	e, J	g_i
$1(X^1\sigma)$	0.	1	1	0.	9
$2(a^3\sigma)$	9.971×10^{-19}	3	2	3.16×10^{-19}	5
$3(B^3\pi)$	1.184×10^{-18}	6	3	6.71×10^{-19}	1
$4(a^1\pi)$	1.376×10^{-18}	6	4	1.49×10^{-18}	8
$5(C^3\pi)$	1.771×10^{-18}	2	5	1.73×10^{-18}	24
			6	1.93×10^{-18}	72
			7	2.04×10^{-18}	128
			8	2.09×10^{-18}	848

Electronic states for N_2 .			Groups of electronic states for N.		
State	e, J	g_i	Group	e, J	g_i
$1(X^2\sigma)$	0.	2	1	0.	4
$2(A^2\pi)$	1.791×10^{-19}	2	2	3.820×10^{-19}	10
$3(B^2\sigma)$	5.077×10^{-19}	2	3	5.730×10^{-19}	6
$4(D^2\pi)$	1.026×10^{-18}	2	4	1.688×10^{-18}	18
			5	1.907×10^{-18}	54
			6	2.073×10^{-18}	108
			7	2.127×10^{-18}	54
			8	2.214×10^{-18}	1314

第5図 高度90 km, 速度9.9 km/secでの淀み点流線に沿う温度, 質量分率, 密度. $\eta=0$ が物体表面に相当する⁶⁾

図に示すように, 散乱のされ方は材料によるばかりでなく, 粒子のエネルギーによっても異なることが知られている⁶⁾. シミュレーションでの通常の扱い方としては, 次のような2つのモデルが考えられている. 一つは, 弾性衝突的で, 表面において, 鏡面反射をするというものである. もう一つは, 拡散反射として知られており, 表面に入射した粒子は, 表面に馴染み, 表面から等方的に, 平衡分布にしたがって散乱されるといものである. ところで, 鏡面反射条件で計算され

第6図 化学反応確率のモデル
① $O_2 + N \rightarrow NO + O$, ② $O_2 + N \rightarrow 2O + N$

c) Schematic, argon on aluminum

第7図 種々の表面からのArの散乱⁶⁾

たものと, 拡散反射条件で計算されたものでは, その結果は大きく異なる. 即ち, 境界条件に大きく依存することがわかっている. 第8図は, 軸対称物体に対しその抵抗係数を計算してみると, 拡散反射の場合と, 境界反射の場合では, 抵抗係数が数倍の違いを生じることを示している⁷⁾. このような意味で, 空力制動型衛星にとって, 散乱に関するデータは重要である. し

かしながら、十分なデータが得られていないのが現状である。そのため、実験室レベルの実験ばかりでなく、シャトルを用いた軌道上での実験も行われている。

さて3番目の課題に移る。空力制動型衛星では、軌道運用からくる要請により、その形状は様々なものが考えられる。空力制動型衛星の空力設計においては、

第8図 種々の境界条件での抵抗係数 ($K_n \sim 0.2$)⁷⁾

第9図 AOTV 回りの希薄流れ。(a)密度、(b)速度⁸⁾

様々な形状について数多くの計算が必要となる。しかも、流れは3次元的存在であり、幾何学的にも複雑になる。これらを考えると、計算効率の向上が大きなテーマとなってくる。著者らが提案した、物体周りの空間を座標変換するという方法は、幾何学的に複雑な物体についての計算を高効率に解く方法を提案したものである(第9図)⁸⁾。最近、ベクトル計算を意識的に利用することにより、計算の効率化を図る研究も行われている。

4. 結 び

本稿では、特に希薄気流に関係の深い空力制動型衛星を中心に述べてきた。空力制動型衛星の中でも、さらに低い高度で、大きな減速を利用するタイプのものも検討されている。そのようなタイプでは、極超音速連続流での飛行ということになり、いわゆるスペースプレーンでの課題とオーバーラップした課題を有している。

空力制動型衛星は、その応用として、惑星探査のみならず、地球近傍での軌道間輸送機として欠くべからざる技術要素を含むものである。将来その技術が、惑星探査等に必要不可欠なものであるという認識は、各国一致しており、様々な研究が行われている。米国においては、Aeroassisted Flight Experiment (AFE) と称して軌道上での実験を計画している⁹⁾。わが国においても、彗星のダストを地球に持ち帰る計画が検討されており、その衛星は、地球帰還時において空力制動を利用することが考えられている(第10図)¹⁰⁾。

Table I Candidates for comet.

No.	Name	Launch	Arrival	Return	$C_D(km^2/s^2)$	$V_c(km/s)$
1	T.G.K.	6/10/94	6/18/95	'1998	8.4	9.5
2	C.G.	5/03/95	1/05/96	'2000	4.1	9.6
3	WT	10/16/95	3/23/97	'2000	4.7	9.7
4	WT	2/12/96	3/08/97	'2001	5.7	9.8
5	T.G.K.	6/13/97	12/03/00	'2002	8.0	9.7

第10図 SOCCER 衛星¹⁰⁾

参考文献

- 1) Walberg, G. D.: A survey of Aeroassisted Orbit Transfer, *J. Space & Rocket*, 22 (1985), pp. 3-18.
- 2) Bird, G. A.: *Molecular Gas Dynamics*, Clarendon Press, Oxford, 1976.
- 3) Borgnakke, C. and Larsen, P. S.: Statistical Collision Model for Monte Carlo Simulation of Polyatomic Gas Mixture, *J. Compu. Phys.*, 18 (1976) pp. 405-420.
- 4) Dogra, V. K., Bird, G. A. and Moss, J. N.: Nonequilibrium Thermal Radiation for an Aeroassist Flight Experiment Vehicle, AIAA-88-0081, 1988.
- 5) Bird, G. A.: Monte-Carlo Simulation in an Engineering Context, *Prog. Astro. Aero.*, 74 (1981), p. 239.
- 6) Hulbut, F. C.: Particle Surface Interaction in the Orbital Context, *Prog. Astro. Aero.*, 116(1989), pp. 419-456.
- 7) Bartel, T. J.: Sensitivity of Energy Accommodation Modeling of Rarefied Flow Over Re-entry Vehicle Geometries Using DSMC, *Prog. Astro. Aero.*, 116 (1989), pp. 451-462.
- 8) Abe, T.: Rarefied Gas Flow Analysis by Direct Simulation Monte Carlo Method in Body-Fitted Coordinate System, *J. Compu. Phys.*, 83 (1989), pp. 424-432; Shimada, T. and Abe, T.: Applicability of the Direct Simulation Monte Carlo Method in a Body-fitted Coordinate System, *Prog. Astro. Aero.*, 118 (1989), pp. 258-270.
- 9) Jones, J. J.: AIAA-87-1508.
- 10) Abe, T., Kawaguchi, J., Uesugi, K. and Yen, C. W.: Aerobraking Strategies for the Sample of Comet Coma Return Mission, *Proc. of 17th ISTS*, at Tokyo, 1990.

—特 集—

モンテカルロ直接シミュレーション法に 関するいくつかの試み^{*1}

宇佐美 勝^{*2}・京 極 肇^{*3}
加 藤 征 三^{*2}

Key Words: Rarefied Gas Flow, Monte Carlo Direct Simulation, Parallel Processing, Heat Transfer, Neural Net

1. 緒 言

希薄気体数値解析としてのモンテカルロ直接シミュレーション法 (DSMC 法) は, Bird¹⁾ をはじめとする多くの研究者によってほぼ完成されてきた。今後は, この DSMC 法を, より実際の複雑な形状を持つ流れ場に如何にたやすく適用するかが重要となる。さらに, 連続流領域にまで拡張して適用できるかどうかを実用的な観点から明らかにすることも重要となろう。そのために, 例えば, 計算時間短縮のための並列計算, DSMC 法が本来持つ「時間と長さのスケールの微細性」に起因する諸問題, 任意の流れ場の分子移動ルーチンに関する自動プログラミング, 流れ場を最適な微小体積要素 (セル) に分割する方法, 等を解決しておく必要がある。本稿では, これらに関連して, ①二台のトランスピュータを用いた DSMC 法の並列計

算, ②分子運動の時間スケールに比べ非常に大きな時間スケールで温度変化する境界壁を含むシミュレーション, および, ③二次元空間のセル分割にニューラルネットを適用する方法, を検討したので報告する。

2. トランスピュータによる DSMC 法の 並列計算

DSMC 法は, 微小時間ステップ Δt ごとに, 分子移動と分子間衝突とを分離して計算していくものである。分子移動の計算は, 個々の分子が独立に物理空間を移動するので並列計算が可能であり, また分子間衝突の計算も, セルごとに独立であるので並列化できる。DSMC 法の専用並列計算機はすでに NASA 等で作製されているが²⁾, ここでは, 比較的安価で容易に並列計算機を実現できる INMOS 製のトランスピュータ T 800 を使用した。付属のデータシートによると, T 800 の 20 MHz 版は 10 MIPS, 1.5 MFLOPS, リンクスピード 20 Mbit/s の特性を持っている。なお, 1 台あたり 5 MB のメモリを付属させた。今回は, 流れ場空間を二つの領域に分けて各々 1 台のトラ

^{*1} 平成 2 年 4 月 3 日, 日本航空宇宙学会第 21 期年会講演会にて講演。平成 2 年 8 月 1 日原稿受理 Some Trials for the Monte Carlo Direct Simulation

^{*2} 三重大学工学部 Masaru USAMI and Seizo KATO

^{*3} ヤマハ発動機(株) Hajime KYOGOKU