

# 再突入ミッションにおける小型衛星の空力・空力加熱解析について

Aerodynamics and Aerodynamic Heating Analysis for Small Satellite in Atmospheric Reentry Mission

- 高橋裕介, 北海道大学, 北海道札幌市北区北 13 条西 8 丁目, E-mail : ytakahashi@eng.hokudai.ac.jp  
Yusuke Takahashi, Hokkaido University, Kita 13 Nishi 8, Kita-ku, Sapporo, Hokkaido

A small satellite orbital deploying mission, EGG (re-entry satellite with gossamer aeroshell and GPS/iridium), from the International Space Station at an altitude of approximately 400 km has been proposed. The small satellite EGG, which is one of the thin flare type inflatable reentry vehicles, is planned to fly at ultra low orbit where altitude is less than 400 km after deploying its inflatable torus and membrane aeroshell during mission. EGG is expected to be in free molecular flow and rarefied gas regimes during flight in the ultra low orbit. At atmospheric reentry phase, flow field around EGG is in transition flow to continuum flow regimes. In this study, analysis tool of rarefied gas dynamics around EGG were constructed. The Boltzmann equation was adopted as governing equation and Direct Simulation Monte Carlo (DSMC) method was used as its numerical analysis model for the free molecular and rarefied gas regimes. The OpenFOAM, which is open source toolbox, was adopted to handle the DSMC solver and pre-post applications on a high performance computer for EGG rarefied gas simulation. On the other hand, the Navier-Stokes equations was used for the regimes of transition and continuum flows, and RG-FaSTAR, which is a version of FaSTAR and can handle thermochemically nonequilibrium flow, was adopted as computational fluid dynamics (CFD) code. Through DSMC computations, gas behavior and aerodynamic characteristics such as drag, lift, and pitching moment, at several angles of attack were investigated at altitudes from 400 km and 100 km. It was clarified that aerodynamics coefficients show similar trends at altitudes from 400 km and 150 km, and then decreases at altitudes of less than 150 km. In addition, aerodynamic heating at the ultra low orbit were evaluated. Through CFD computations, it was indicated that flow field is in thermally nonequilibrium state and dissociation reactions of freestream gas rapidly occur across shock wave in front of the vehicle at a low altitude.

## 1. はじめに

国際宇宙ステーション「きぼう」からの超小型衛星放出ミッションの1つ [1] として、2016 年度中に EGG (re-Entry satellite with Gossamer aeroshell and Gps/iridium) ミッション [2] が予定されている。このミッションは薄膜フレア型柔軟エアロシェルを有する大気再突入機 (MAAC project) の実証試験のための重要なマイルストーンである。柔軟構造再突入体はインフレーターブルトラスと、それに支持される膜面エアロシェル、およびペイロードを含むカプセルで構成されることが特徴である。基本的なコンセプトは、軌道上において膜面を展開し、大面積による減速 (低弾道係数飛行) を行うものである。このため、大気再突入において問題になりがちな空力加熱が低減されるとともに、エアロシェルがパラシュートの役割を兼ねることからミッション中のパラシュート開傘を必要としない、また着水後のフロートが必要としないことも大きな利点でもある。超小型衛星 “EGG” はトラスとエアロシェルを折り畳んで収納された状態で ISS に搬入される。展開前サイズは 3 U (30×10×10 cm)、また質量 4 kg 程度と想定されている。また、展開後の機体背面においては仕切り膜と太陽電池パネルが設置されている。ミッションでは、折り畳まれた状態で ISS から放出され、軌道上において以下の 3 つの実証試験を行うことが予定されている：

- ・ トラス状インフレーターブル構造の展開実証
- ・ イリジウム衛星通信と GPS 位置特定システムを利用した通信実験
- ・ インフレーターブル構造の大気抵抗による軌道崩壊実証

ただし、大気再突入後においては空力加熱による焼失を予定しており、着陸・着水フェーズは想定されていない。“EGG” は JPEG カメラや GPS, Iridium SBD モジュール、姿勢センサー、ファラデーカップなどの搭載が予定されている。このミッションを通して得られたデータから、衛星が飛行中に経験した空気力や姿勢挙動を推定できるものと期待される。

このミッションにおいては ISS から放出された後、高度 400 km 程度の軌道を飛翔しながら徐々に大気抵抗による減速と、それに伴い高度を低下させていく。“EGG”

の代表長は 800 mm (展開後直径) であり、ミッションのほとんどの期間の機体近傍流れ場の Kn 数は 1 より大きいと考えて差し支えない。ミッションの大部分において自由分子流あるいは希薄気体領域、また空力加熱による焼失直前においては遷移流・連続流領域を飛行することとなる。このような多様な環境における柔軟構造再突入体の膜面挙動や姿勢挙動は十分に明らかではなく、今回のミッションによる空気力などの実測値と合わせて、流れ場の詳細を調べるための何かしらの手法が必要とされる。風洞試験を利用してそのような自由分子流・希薄気体領域、遷移流・連続流領域での挙動を調べることは重要ではあるが、そのコストは決して低いものではなく、人的・資金的制限のある十分なケースを実施することは困難である。一方で数値解析は比較的到低コストであることを理由に、風洞試験などの事前検討や機体設計開発における空力データベース作成においても有用なツールにも成り得る。とくに近年においては大規模計算機環境の利用が進められているとともに、物理モデルの発展、アルゴリズムの進捗や各種アプリケーションの整備と運用技術の蓄積から、数値解析技術が格段に利用しやすくなっている。

飛行中における “EGG” 衛星がどのような姿勢挙動を示すか、あるいは膜面挙動がどのようなものになるか調べることは、本ミッションの延長線上にもある “Titans” と呼ばれる MAAC プロジェクト最終実証試験において有用なものとなる。また、“EGG” に限らず小型衛星や超小型衛星の開発は現在盛んに行われており、様々な再突入ミッションが提案される下地が整いつつある。再突入時における高エンタルピー流は、厳しい空力加熱による機体ダメージやプラズマによる電磁波遮蔽と言った通信ブラックアウトを引き起こすものであり、衛星の設計開発において事前に適切にその挙動を予測することが重要である。したがって、そのための解析ツール構築し、また、“EGG” の情報をベースに検証を行うことは価値がある。以上より、本研究の目的を低軌道における膜面エアロシェル展開型小型衛星の再突入環境解析ツール構築と、事前解析としての空気力・空力加熱評価とした。

## 2. “EGG” 解析モデル

図 1 にトラスおよび膜面エアロシェルを展開したあとの “EGG” の解析モデルを示している。柔軟構造再突入

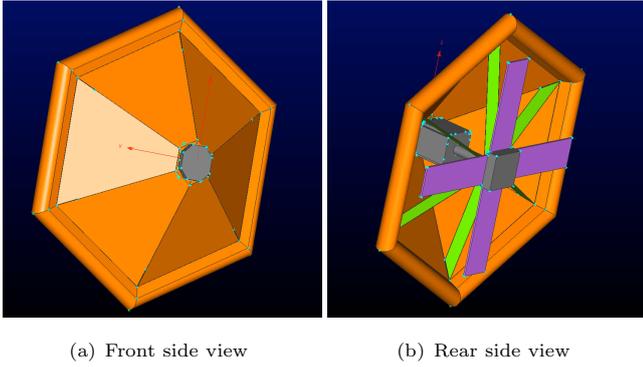


Fig. 1: Analysis model of EGG.

機のコアであるインフレータープルトーラス, 膜面エアロシェル, カプセル部の他に, 背面に仕切り膜と太陽電池パネルが設置される. インフレータープルトーラスのチューブ直径は 60 mm である. 6 本のインフレータープルトーラスを用いることで, 前方投影したときのエアロシェルは一辺が 461 mm の正六角形状となる (内接円の直径が 800 mm) であり, またフレア角は 60 度である.

### 3. 数値解析モデル

#### 3.1 基礎方程式

自由分子流・希薄気体領域においては Navier-Stokes 方程式は一般には成り立たず, 通常 Boltzmann 方程式を用いる希薄気体解析を実施する必要がある. Boltzmann 方程式の効率的な数値的表現は Direct Simulation Monte Carlo (DSMC) [3] であり, 本研究においてもこの手法を利用する. なお, DSMC の衝突項の計算には Variable Hard Sphere (VHS) モデル [3] および Larsen-Borgnakke モデル [4] を用いている. なお, VHS モデルのパラメータは Stephani らの文献 [5] より得た. DSMC において化学反応は考慮していない.

また連続流仮定の領域において, 流れ場のモデル化にあたって, 流れは定常, 連続および層流とし, 熱化学的非平衡流を仮定する. 流れ場は熱化学的非平衡流に拡張した Navier-Stokes (NS) 方程式と状態方程式により表現する. 温度モデルとして Park の 2 温度モデルを用いた. NS 方程式の構成は全質量, 運動量, 全エネルギー, 化学種質量, 振動・電子エネルギー保存則である. 粘性係数, 熱伝導係数および二成分拡散係数は, 1 次 Chapman-Enskog 近似に基づき多成分, 多温度に拡張した Yos [6] の式から求める. 有効拡散係数は Curtiss and Hirschfelder ら [7] の式を用いて算出した. 化学種間の衝突断面積は Gupta [8], Fertig ら [9, 10] のモデルを用いた. なおイオン種, 電子に関しては両極性拡散を考慮している. 気体の化学組成は, Air 系 7 化学種 ( $N_2$ ,  $O_2$ ,  $NO$ ,  $N$ ,  $O$ ,  $NO^+$ ,  $e^-$ ), 22 化学反応を考慮する. 反応速度定数の評価には Park [11, 12] のモデルと Gupta [8] のモデルを採用した. 内部エネルギー交換として, すべてのエネルギーモード間におけるエネルギー交換 [13–23] を考慮する. なお, 重粒子衝突反応に伴う回転・振動エネルギー損失を非選択的解離モデル [19] により評価する. また, 電子衝突解離反応および電離反応による電子エネルギー損失を考慮する.

#### 3.2 計算条件

“EGG” 近傍の希薄気体解析は高度 400 から 100 km それぞれにおいて実施する, また連続流解析は 100–80 km の区間で実施する. 解析を行うにあたって, 今回の高度では大気抵抗による減速は小さいものと仮定し, 一樣流速度 7800 m/s 一定とした. 大気の数密度および

温度は NRLMSISE-00 Atmosphere Model [24] から, 2015/01/01 におけるデータを与えている. 高層大気では原子状酸素の存在が無視できないので, ここで考慮した化学組成は  $N_2$ ,  $O_2$ ,  $O$  とした. これらの大気データは表 1 に載せている. なお, ここで  $N_d$  は各化学種の電子数密度を表している. 機体姿勢については, それぞれのケースに対して, 迎角 0 から 180 度にかけて 30 度刻みとした条件の解析を実施する.

Tab. 1: Calculation conditions.

Alt. km	Vel. m/s	$N_d(N_2)$ $1/m^3$	$N_d(O_2)$ $1/m^3$	$N_d(O)$ $1/m^3$	Temp. K
400	7800	1.51e12	2.49e10	6.74e13	823.3
300	7800	5.59e13	1.54e12	5.31e14	822.1
200	7800	2.49e15	1.22e14	4.73e15	792.1
150	7800	2.46e16	1.89e15	1.88e16	661.5
135	7800	6.37e16	6.23e15	3.44e16	556.9
120	7800	2.61e17	3.55e16	8.69e16	376.4
110	7800	1.25e18	2.20e17	2.32e17	236.3
100	7800	7.98e18	1.74e18	5.16e17	184.8
95	7800	1.96e19	4.58e18	5.08e17	184.8
90	7800	4.50e19	1.10e19	2.65e17	193.4
85	7800	9.91e19	2.49e19	5.29e16	203.1
80	7800	2.12e20	5.45e19	3.01e16	211.6

#### 3.3 ソフトウェアパッケージ: OpenFOAM

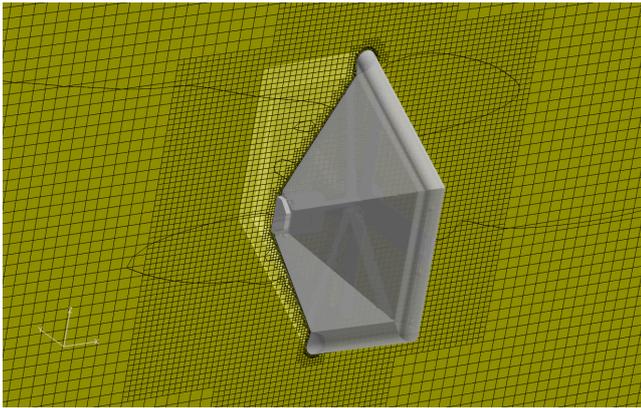
自由分子流・希薄気体解析を進めるにあたって前提にした方針は以下の通りである:

- ・解析に用いるソース利用が簡単であり, その敷居が低いこと
- ・コーディングや解析モデル検証の手間を極力なくすること
- ・コードが十分に並列化されており, 大規模計算に耐え得ること

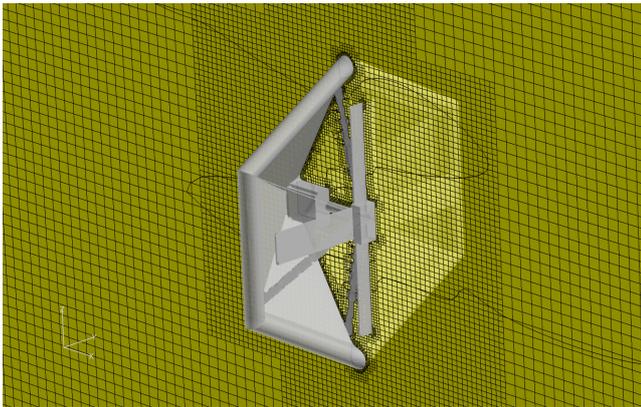
近年においてはオープンソースの利用も盛んであり, OpenFOAM [25] と呼ばれるオープンソース・ソフトウェアがその上で有用なものの 1 つである. これは CFD ツールボックスとし様々な解析ソルバーが内包されている. また C++ で書かれており, カスタマイズが容易である. 希薄気体解析向けの DSMC ソルバーも標準で用意されており, 本研究を行うに当たって適切なツールであると判断した. ここでは, OpenFoam-2.3.1 における dsmcFoam [26] を解析ソルバーとして用いる. また, プリポストプロセスにあたる計算格子作成と可視化ファイル生成には OpenFOAM コーティリティを利用して

DSMC において用いた計算格子は図 2 に示す通りである. 計算格子は OpenFOAM コーティリティの snappyHexMesh を用いて, “EGG” の STL データから六面体セルがほぼ自動で生成されている. 格子は遠方場において疎に, 機体近傍において密となる. 計算格子数はおよそ 166 万要素である. 境界条件として, 機体表面を除くすべての境界に一樣流条件, 機体表面には拡散反射条件を課している. 機体表面温度は 300 K とした.

希薄気体解析を行うにあたって, 九州大学情報基盤研究開発センターの高性能アプリケーションサーバー HA8000-tc/HT210 を利用した. 領域分割法によってそれぞれの



(a) Front side view



(b) Rear side view

Fig. 2: Computational grids around EGG (DSMC).

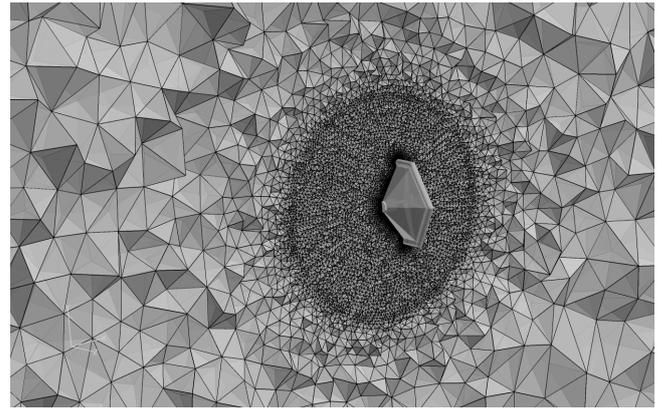
計算ノードに分割された計算領域が割り当てられており、それぞれの糊代部における情報の通信には OpenMPI を用いて行われる。ここでは並列数は 24 あるいは 96 とした。

### 3.4 ソフトウェアパッケージ: RG-FaSTAR

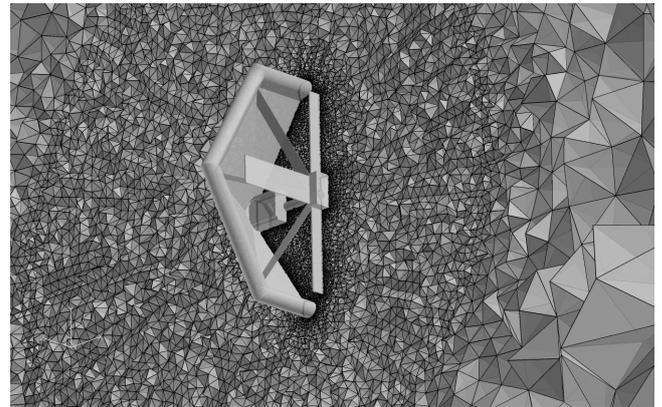
Navier-Stokes 方程式ソルバーとして RG-FaSTAR を利用した。これはもともと JAXA において開発された FaSTAR [27] に実在気体効果を導入し、再突入時に生じる高エンタルピー流解析にも対応したバージョンである。四面体セル、プリズムセル、ピラミッドセル、六面体セルの様々な格子形状に対応した非構造格子ソルバーでもあり、対象が複雑な形状であっても比較的簡単に格子を生成することが可能である。また、並列手法として領域分割法と合わせた MPI 並列が実装されており、大規模計算も十分に可能である。

RG-FaSTAR で用いた計算格子は図 3 に示す通りである。ただし機体形状については OpenFOAM で用いたものを同じ STL データを使っており、機体形状に差はない。格子生成は Pointwise を用いて行った。ここでは計算格子は全域において四面体セルを用いており、その生成は比較的容易となっている。高度 80km の解析において節点数 97.8 万、要素数 548 万である。境界条件として、機体前方に一様流条件、後方に流出条件を課している。機体表面は法線方向への圧力勾配なし、すべりなし、断熱条件、非触媒性とした。

本解析を行うにあたって、北海道大学情報基盤センターのスーパーコンピュータシステム SR16000VM1 を利用した。なお、ここでは並列数は 128 とした。



(a) Front side view



(b) Rear side view

Fig. 3: Computational grids around EGG (CFD).

## 4. 結果と考察

### 4.1 空力特性

高度 400–100 km における“EGG”の抗力係数、揚力係数、ピッチングモーメント係数の迎角プロファイルを図 4 に示している。各空力係数は以下の式を用いて算出した。

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho U^2 S}, \quad C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho U^2 S}, \quad C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho U^2 S l},$$

ここで  $D$ ,  $L$ ,  $M$  は機体に働く抗力、揚力、ピッチングモーメントであり、DSMC 解析において時間平均した値として得られる。なお、エラーバーは時間平均したときの標準偏差としている。 $\rho$ ,  $U$  はそれぞれ一様流密度、一様流速度である。一様流密度は一様流数密度と分子質量から算出できる。 $S$ ,  $l$  は EGG エアロセルの前方投影面積と代表長とし、 $S = 0.552 \text{ m}^2$ ,  $l = 0.4 \text{ m}$  としている。ここで機体重心位置は機軸上において全長の 50% 位置  $(X_{CG}, Y_{CG}, Z_{CG}) = (0.156, 0, 0) \text{ m}$  としている。迎角に対するそれぞれの空力係数のプロファイルは、高度 400–150km においてほとんど変化しないが、高度 135km 以下から抗力係数と揚力係数の絶対値が低下することが示されている。高度 400–150km の区間における空力係数は、鈴木ら [28] によって行われた“EGG”衛星の自由分子流解析と似たようなプロファイルを示す結果となった。“EGG”の再突入のケースでは、高度 150 km 以上においては分子間の衝突が少なく、ほぼ自由分子流領域であ

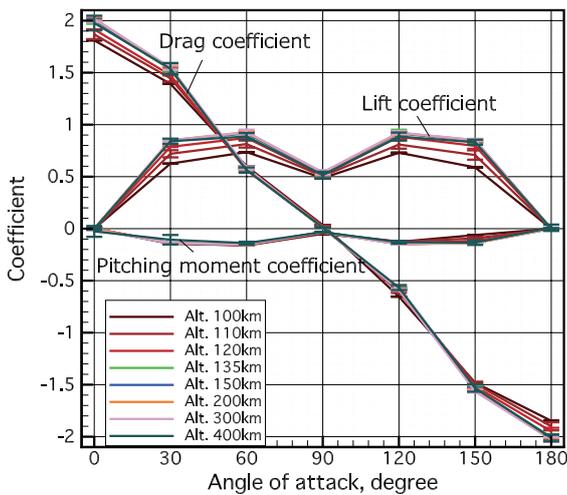


Fig. 4: Profiles of drag, lift, and pitching moment coefficients against AOA.

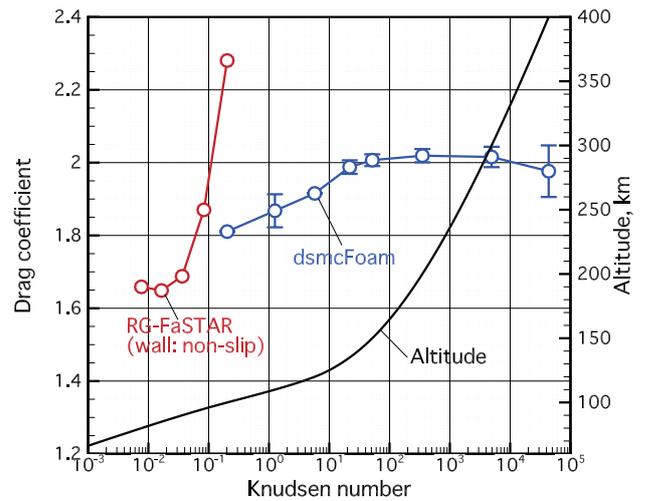


Fig. 5: Profiles of drag coefficient at AOA of 0 degree and altitude against Knudsen number.

る一方で、それ以下の高度から徐々に分子間の衝突の影響が大きくなり、希薄気体領域となることが示唆される。ピッチングモーメントはこの迎角の範囲において負を示し、機体はピッチ方向に対する姿勢安定を保つことが確認できる。

図5は迎角0としたときにEGGに働く抗力係数のKn数プロファイルである。DSMCによって得られた結果に、CFDによって得られた抗力係数プロファイルも追加している。高度のKn数に対するプロファイルも載せている。さきほど示したとおり、高度400–150 kmの領域で抗力係数がほぼ一定値を取るが、それより高度が低下するにつれて抗力係数は低下していく。ちょうど高度135km–100kmにおけるKn数の範囲は $10^1$ – $10^{-1}$ となり、自由分子流領域から外れる。CFD結果では高度100, 95 kmにおける抗力係数が不自然に増加している。これは、この領域の流れ場がもともと連続流の仮定から大きく逸脱していることが理由の一つである。高度90 km以下において抗力係数はおおよそ一定値を取る傾向が示される。今回対象にしたような薄膜フレア型柔軟構造飛翔体の典型的形状では、超音速領域において抗力係数がおおよそ1.5–1.6を取ることが観測ロケットを用いたフライト試験結果 [29] およびその数値解析結果 [30] から示されている。また、高度90 km以下においてKn数はおおよそ $10^{-1}$ – $10^{-2}$ の範囲であり、連続流仮定の逸脱は比較的小さくとも判断される。すなわち、“EGG”においても、超音速領域で抗力係数1.5–1.6前後の値を取る可能性は十分に考えられ、このCFD結果も高度100, 95 kmの結果を除けば合理的であろうと思われる。しかし、今回CFDでは壁面ノンスリップを用いている。通常であればスリップ条件あるいは低密度環境向けに修正を加えた境界条件を使うべきであり、加えてDSMC結果との整合性を取る必要がある。これらは今後の課題として残されている。

#### 4.2 自由分子流・希薄気体領域

高度120 km、迎角0度における機体近傍の密度分布を6に示す。前面部において高い密度の領域が現れ、表面近傍において密度 $5 \times 10^{-7}$  kg/m<sup>3</sup>となる。それに対して、機体背面に回りこむ分子は非常に少なく、ほぼ真空の領域が形成されている。このため、この高度含むより高い高度領域では、機体に働く空気力はほとんど前面部の気体の挙動に左右され、背面における影響は受けない

ものと推察される。つまり、“EGG”衛星背後の太陽電池パネルなどのデバイスが空気力に与える影響は小さいであろうと考えられる。

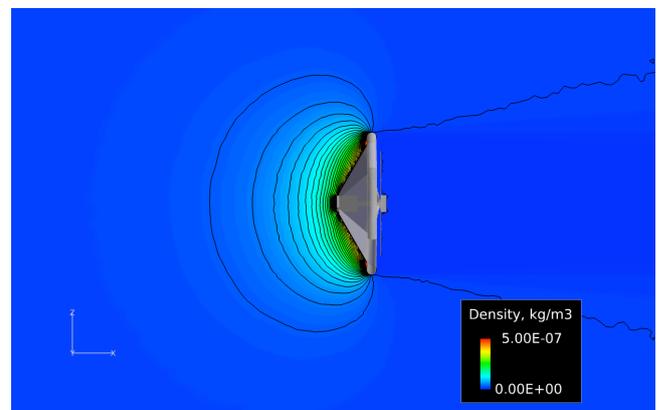


Fig. 6: Density distribution around EGG at altitude of 120 km and AOA of 0 degree (DSMC).

高度150, 135, 120, 110 kmにおける“EGG”前面部の熱流束分布を図7(a)–7(d)に示している。ただし、いずれのケースも迎角は0度である。熱流束は高度150 kmにおいて最大で0.48 kW/m<sup>2</sup>、135 kmにおいて1.2 kW/m<sup>2</sup>、120 kmにおいて4.0 kW/m<sup>2</sup>、110 kmにおいて18 kW/m<sup>2</sup>程度の空力加熱が現れる。熱流束の分布は、これらの高度においてほぼ一様流と表面のなす角度に依存しており、局所的なピークをもつような分布は現れない。太陽定数が1.366 kW/m<sup>2</sup>であることを考えれば、空力加熱の影響は高度135 km程まで必ずしも大きいものではないと言える。ただし、高度110 kmより急速に熱流束が増加しており、この高度より再突入時における空力加熱の影響が強く現れることが示される。

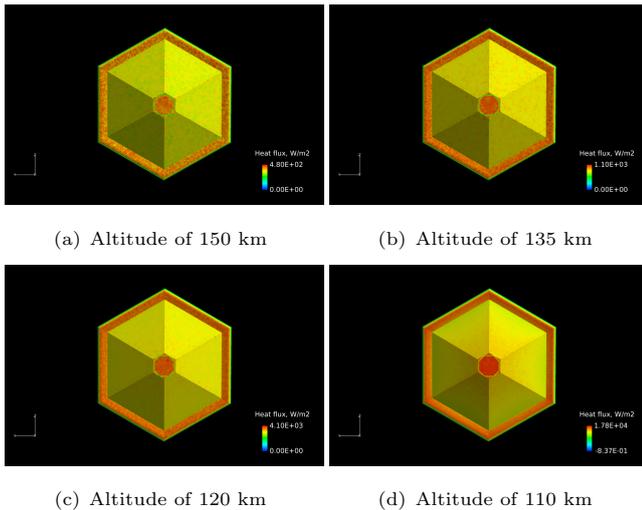


Fig. 7: Heat flux distributions on EGG surface at each altitude for condition of AOA of 0 degree (DSMC).

#### 4.3 遷移流・連続流領域

よく知られている通り DSMC は高密度環境，すなわちここでは低高度領域において必要とされる計算量やメモリが増大し計算の実施が難しくなる．一方で，低高度領域での機体近傍流れ場は，連続流仮定からの逸脱が小さくなるであろう．したがって，本研究の方針として，高高度領域において DSMC を，低高度において CFD を利用する．空力特性の節でも述べたように，ここでは CFD は高度 100–80 km の領域で用いている．なお，“EGG” ミッションにおいて高度 80 km は空力加熱によって機体の焼失が予想される高度である．

図 8 は高度 80 km における“EGG”近傍の密度分布を，図 9(a), 9(b) にはそれぞれ並進・回転温度，振動・電子温度分布を示している．ここでは並進・回転エネルギー間，振動・電子エネルギー間をそれぞれ平衡とした Park の 2 温度モデルを用いている．地球大気での空気では一般に内部エネルギーとしての並進エネルギー・回転エネルギー間，振動エネルギー・電子エネルギー間の緩和が強く，ここでは用いた温度モデルは妥当であると考えられる．機体前方には衝撃波が形成され，その波面後背において比較的高密度，高温の衝撃層が形成される．ただし高度 80 km においては内部エネルギー・モード間の緩和はまだ遅く，温度に対して強い非平衡性が現れている．比較的密度が高く，温度も高くなるため，化学反応も活発に生じている．図 10 は高度 80 km，迎角 0 度における機体近傍の各化学種の質量分率分布である．主には解離反応が支配的であり，電離反応のインパクトは比較的小さい．衝撃波背後において一様流由来の  $N_2$  と  $O_2$  がすみやかに解離し， $N$ ,  $O$  および  $NO$  が形成されている．機体背後においてそれらが再結合する速度は遅く，後流の化学組成は主には原子種で構成されることがわかった．機体近傍の化学種が変化すると，気体の比熱比が変化し，空力特性に影響を与える．低高度では，内部エネルギー間の緩和が比較的弱いことに加え，ここで示したように化学反応が進み化学組成が変わるため，反応モデルなど熱化学非平衡性を考慮した解析が必要である．一方ここでは示していないが，高度 100 km での CFD 解析では密度が小さいことから比較的応答速度が低く，機体近傍の化学組成は一様流のものとは大きく変わらない．このため，高高度では反応モデルを省略するなどして，計算機コストを削減できることが期待される．

#### 5. さいごに

超低軌道上における膜面展開型超小型衛星“EGG”の空力解析ツールを構築した．ミッションの大部分におい

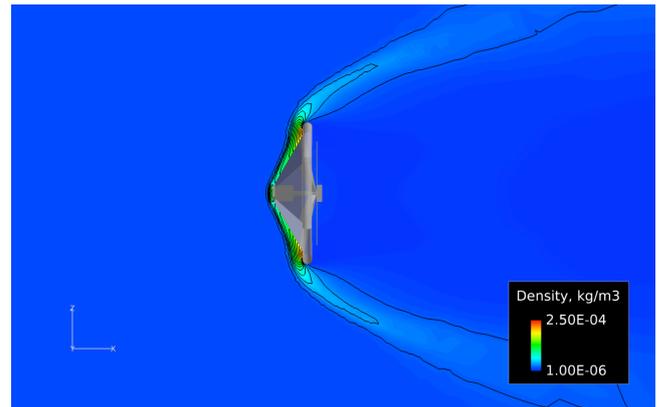


Fig. 8: Density distribution around EGG at altitude of 80 km and AOA of 0 degree (CFD).

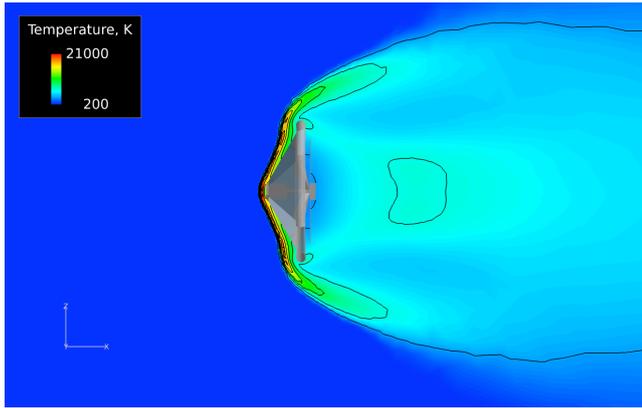
て衛星近傍の流れ場は高 Kn 数であることから，支配方程式には Boltzmann 方程式，その数値解析的アプローチとして DSMC 法を利用している．ただし，高度が低下し，遷移流・連続流に近づく領域においては連続流仮定の逸脱は小さいものとして，Navier-Stokes 方程式を用いて流れ場を解析している．“EGG”希薄気体解析ツールを構築するにあたって，利用の容易さや導入の迅速性，大規模計算機上でのハンドリングの容易さを重視し，メインソルバー・プリポスト処理に対してオープンソースプログラムである OpenFOAM を採用した．一方，Navier-Stokes 方程式ソルバーとしては高エンタルピー流解析ソフトウェア RG-FaSTAR を利用した．

今回のケースでは“EGG”近傍における高度 400–100 km における希薄気体解析と，高度 100–80 km における極超音速流解析を実施した．また，高度 400–100 km での解析に対して迎角 0–180 度の条件での空力係数を調べている．空力係数は高度 400–150 km においてほぼ一定であり，高度 150 km 以下から抗力係数・揚力係数の絶対値が低下していく．加えて，希薄気体領域に対して“EGG”表面の空力加熱環境が調べられた．高度 120 km までにおいては表面熱流束  $1 \text{ kW/m}^2$  のオーダーであることがわかった．ただし高度 110 km 以下で高度の低下とともに熱流束は急激に増加する．なお，表面熱流束は一樣流と機体表面のなす角度にほぼ依存していることが示された．遷移流・連続流領域の解析では焼失予定高度となる 80 km において強い熱的非平衡性にあることがわかった．化学反応は比較的すみやかに生じており，機体近傍は  $N$  や  $O$  などの原子種で占められる．このような化学組成変化による空力係数の変化から，熱化学非平衡性を考慮した解析が空力係数評価に必要であることが示唆された．

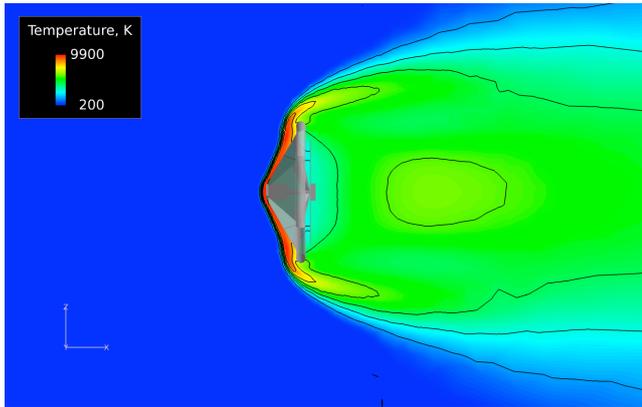
今後の課題としては，解析モデルのさらなるブラッシュアップが必要であるが，より幅広い高度・迎角での解析を行い空力・空力加熱データベースの作成と，機体姿勢と空力解析の連成解析ツールの構築を想定している．また，適切な実験結果や理論結果との比較による解析モデルの妥当性の検証を実施すること，フライト試験後のデータから解析ツールの検証を行うことも将来的な課題である．

#### 謝辞

本研究は JSPS 科研費 15H04205 の助成を受けて行われた．また，本解析結果は，宇宙航空研究開発機構が所有する高速流体解析ソフトウェア「FaSTAR」を利用することにより得られたものである．本解析を行うにあたって，九州大学情報基盤研究開発センターの研究用計算機システム (HITACHI HA8000-tc/HT210, FUJITSU PRIMERGY CX 400)，北海道大学情報基盤センターのスーパーコンピュータシステム (HITACHI SR16000M1) を利用した．

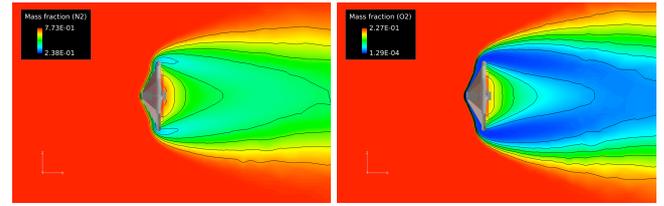


(a) Translational-rotational temperature



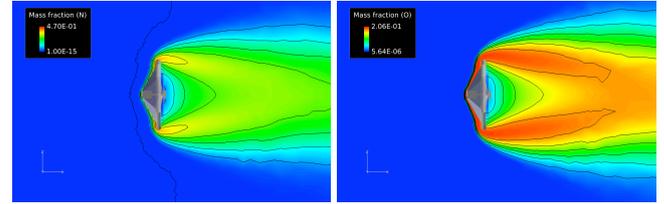
(b) Electron-vibrational temperature

Fig. 9: Temperature distributions around EGG at altitude of 80 km and AOA of 0 degree (CFD).



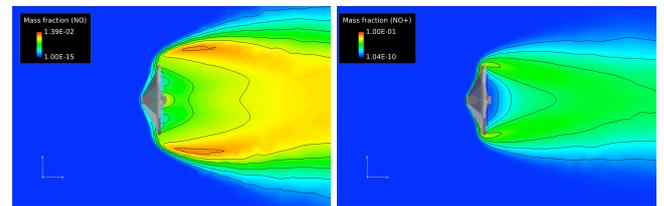
(a) N<sub>2</sub>

(b) O<sub>2</sub>



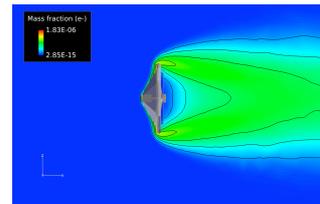
(c) N

(d) O



(e) NO

(f) NO<sup>+</sup>



(g) e<sup>-</sup>

Fig. 10: Mass fraction distributions around EGG at altitude of 80 km and AOA of 0 degree (CFD).

### 参考文献

- (1) 平成 28 年度上期打上げ機会「きぼう」放出超小型衛星 (無償の仕組み) の選定結果について. [http://iss.jaxa.jp/kiboexp/news/140926\\_cubesat.html](http://iss.jaxa.jp/kiboexp/news/140926_cubesat.html).
- (2) K. Yamada, K. Suzuki, O. Imamura, D. Akita, Y. Nagata, Y. Shoji, Y. Takahashi, Y. Watanabe, and T. Abe. “Development of Re-entry Nano-Satellite with Gossamer Aeroshell and GPS/Iridium deployed from ISS”. In *Proceedings of 30th International Symposium on Space Technology and Science*, ISTS 2011-f-61, Kobe, Japan, June 4 - 10 2015.
- (3) G.A. Bird. *Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows*. Clarendon, 1994.
- (4) C. Borgnakke and P.S. Larsen. “Statistical collision model for Monte Carlo simulation of polyatomic gas mixture”. *Journal of computational Physics*, 18(4):405–420, 1975.
- (5) K.A. Stephani, D.B. Goldstein, and P.L. Varghese. “Generation of a Hybrid DSMC/CFD Solution for Gas Mixtures with Internal Degrees of Freedom”. *AIAA Paper 2012-0648*, 2012.
- (6) J.M. Yos. “Transport Properties of Nitrogen, Hydrogen Oxygen and Air to 30,000 K”. *TRAD-TM-63-7*, Research and Advanced Development Division, AVCO Corp., 1963.
- (7) C.F. Curtiss and J.O. Hirschfelder. “Transport Properties of Multicomponent Gas Mixture”. *Journal of Chemical Physics*, 17(6):550–555, June 1949.
- (8) R.N. Gupta, J.M. Yos, R.A. Thompson, and K.P. Lee. “A Review of Reaction Rates and Thermodynamic and Transport Properties for an 11-Species Air Model for Chemical and Thermal Nonequilibrium Calculations to 30000 K”. *NASA RP-1232*, Aug. 1990.
- (9) M. Fertig, A. Dohr, and H.H. Frühauf. “Transport Coefficients for High-Temperature Nonequilibrium Air Flows”. *AIAA Paper 98-2937*, 1998.
- (10) M. Fertig, A. Dohr, and H.H. Frühauf. “Transport Coefficients for High-Temperature Nonequilibrium Air Flows”. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 15(2):148–156, April-June 2001.
- (11) C. Park. “Assessment of a Two-Temperature Kinetic Model for Dissociating and Weakly Ionizing Nitrogen”. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2(1):8–16, Jan.-March 1988.
- (12) C. Park. *Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics*. Wiley, New York, 1990.

- (13) J.G. Parker. “Rotational and Vibrational Relaxation in Diatomic Gases”. *The Physics of Fluids*, 2(4):449–462, July-Aug. 1959.
- (14) C. Park. “Rotational Relaxation of N<sub>2</sub> Behind a Strong Shock Wave”. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 18(4):527–533, Oct.-Dec. 2004.
- (15) R.C. Millikan and D.R. White. “Systematics of Vibrational Relaxation”. *The Journal of Chemical Physics*, 39(12):3209–3213, Dec. 1963.
- (16) C. Park. “Problems of Rate Chemistry in the Flight Regimes of Aeroassisted Orbital Transfer Vehicles”. *AIAA Paper 84-1730*, 1984.
- (17) J.P. Appleton and K.N.C. Bray. “The Conservation Equations for a Nonequilibrium Plasma”. *Journal of Fluid Mechanics*, 20(4):659–672, June 1964.
- (18) M. Mitchner and C.H. Kruger Jr. *Partially Ionized Gases*. Wiley, New York, 1973.
- (19) P.A. Gnoffo, R.N. Gupta, and J.L. Shinn. “Conservation Equations and Physical Models for Hypersonic Air Flows in Thermal and Chemical Nonequilibrium”. *NASA TP-2867*, Feb. 1989.
- (20) M. Nishida and M. Matsumoto. “Thermochemical Nonequilibrium in Rapidly Expanding Flows of High-Temperature Air”. *Zeitschrift für Naturforschung, Teil A: Physik, Physikalische Chemie, Kosmophysik*, 52(4):358–368, 1997.
- (21) S.S. Lazdinis and S.L. Petrie. “Free Electron and Vibrational Temperature Nonequilibrium in High Temperature Nitrogen”. *Physics of Fluids*, 17(8):1539–1546, Aug. 1974.
- (22) J.H. Lee. “Electron-Impact Vibrational Relaxation in High-Temperature Nitrogen”. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 7(3):399–405, July-Sept. 1993.
- (23) C. Park and S.H. Lee. “Validation of Multitemperature Nozzle Flow Code”. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 9(1):9–16, Jan.-Mar. 1995.
- (24) NRLMSISE-00 Atmosphere Model. <http://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/models/nrlmsise00.php>.
- (25) OpenFOAM, The open source CFD toolbox. <http://www.openfoam.com/>.
- (26) T.J. Scanlon, E. Roohi, C. White, M. Darbandi, and J.M. Reese. “An open source, parallel DSMC code for rarefied gas flows in arbitrary geometries”. *Computers & Fluids*, 39(10):2078–2089, 2010.
- (27) A. Hashimoto, K. Murakami, T. Aoyama, K. Ishiko, M. Hishida, M. Sakashita, and P.R. Lahur. “Toward the Fastest Unstructured CFD”. *AIAA Paper 2012-1075*, 2012.
- (28) 鈴木宏二郎, 渡邊保真. “展開型エアロシェル軌道崩壊実証衛星の EGG の希薄機体領域空力特性”. In 宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 12月18日, 19日 2014.
- (29) K. Yamada, Y. Nagata, T. Abe, K. Suzuki, O. Imamura, and D. Akita. “Suborbital Reentry Demonstration of Inflatable Flare-Type Thin-Membrane Aeroshell Using a Sounding Rocket”. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 52(1):275–284, February-March 2015.
- (30) D. Ha, Y. Takahashi, K. Yamada, and T. Abe. “Numerical Simulation of Flow Field around an Inflatable Vehicle during a Reentry Demonstration Flight”. *AIAA Paper 2014-3283*, 2014.