

空気吸込式イオンエンジンの実証に向けた エアインテーク数値解析

小澤 宇志, 今村 俊介, 西山 和孝 (宇宙航空研究開発機構)
田川 雅人 (神戸大学), 藤田 和央 (宇宙航空研究開発機構)

Numerical Analyses of Air Intake for Air Breathing Ion Engine

by

Takashi OZAWA, Shunsuke IMAMURA, Kazutaka NISHIYAMA (JAXA)
Masahito TAGAWA (Kobe University), and Kazuhisa FUJITA (JAXA)

ABSTRACT

At Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), the Super Low Altitude Test Satellite (SLATS), launched in 2017, has been expected to extend space utilization into extremely low earth orbits. Because of the increase of aerodynamic forces acting on the satellite along with the descent of altitude, ion engines have been used for the purpose of maintaining the altitude and attitude of the satellite. To improve the duration of satellites in super low altitude range, the air breathing ion engine (ABIE) has been proposed for future missions. In this work, by carrying out direct simulation Monte Carlo computations, we investigate intake performance for ABIE, especially at 268 km altitude, which is a sun-synchronous recurrent orbit for SLATS.

1. 目的および背景

JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency)では、超低高度 (300 km 以下) 宇宙環境のフロンティアを開拓する試みとして、超低高度衛星技術試験機 (Super Low Altitude Test Satellite; SLATS)¹⁾が開発され、2017 年に打上げられた。高度 268 km から高度 180 km の間において高度保持フェーズとして運用されるが、SLATS によって超低高度の知見が得られ、今後様々な地球観測ミッションへの適用が期待される。高度保持フェーズでは非常に希薄ではあるが高層大気の抵抗を受けるため、SLATS では数値解析による空力データベース²⁾³⁾を開発し、その予測精度の向上に努めている。また、イオンエンジンによって継続的に空気抗力を補償し、適切な軌道制御法によって軌道高度が維持されるように飛行する。イオンエンジンは燃料効率がよく、長時間動作させることが可能であるが、推進薬にキセノンガスを使用しているため、超低高度における衛星の運用は、運用期間の長期化が課題の一つになっている。

そこで JAXA では現在、将来 SLATS に向けた高度化技術として空気吸込式イオンエンジン (Air Breathing Ion Engine; ABIE)⁴⁾の搭載が検討されている。また、軌道上による ABIE 技術実証を現在検討している。ABIE の実証に向けて必要不可欠な技術の一つにエアインテークの高性能化がある。エアインテークの最適設計を行うことにより、ABIE の運用可能な高度が広がる可能性がある⁵⁾。

本研究では、DSMC (direct simulation Monte Carlo)⁶⁾数値解析を行うことにより、将来 SLATS 搭載を目指したエアインテーク性能評価及び軌道上での技術実証を目指したエアインテーク性能評価を行う。

2. 数値解析手法

DSMC 計算は MOTIF (Modeling Of Transitional-Ionized Flows)コードを使用する (MOTIF コードの詳細は、文献 7 を参照)。MOTIF コードでは、分子の衝突周波数モデルは NTC (Non Time Counter)法、分子衝突断面積モデルは VHS (Variable Hard Sphere)モデルを採用している。衝突セルはオクトリー多階層構造であり、本稿では 1 階層もしくは 2 階層で計算している。タイムステップ、セル幅、ドメインサイズ、粒子数は、計算結果がこれらのパラメータに依存しないような適した値を用いた。マクロパラメータのサンプリングは定常状態に達したタイムステップから開始する。

ABIE 用インテークの概略図を図 1 に示す。以前の西山、藤田等の検討結果よりインテーク形状は、入口内半径 R_1 、入口外半径 R_2 、出口半径 R_3 、コア長 L_1 、チャンバー長 L_2 によって決定し、空気吸込入口を除く衛星全断面積 $S_1 = \pi R_1^2$ 、衛星全断面積 $S_2 = \pi R_2^2$ 、イオンビーム加速部面積 $A = \pi R_3^2$ 、空気吸込部開口面積 $B = \pi(R_2^2 - R_1^2)$ と定義する。インテーク性能は、空気圧縮係数 $\alpha = B/A$ 、空気吸込係数 $\beta = B/S_1$ 、インテーク縦横比 $\chi = L_1/(R_2 - R_1)$ の 3 パラメータを使用して評価する。

数値解析では、下記の 5 つの出力項目

- (1) 密度比 $G = \rho_{ch}/\rho_{\infty}$,
- (2) インテーク効率 1 ($\eta_{i1} = 1 - \Gamma_1/\Gamma_0$),
- (3) インテーク効率 2 ($\eta_{i2} = \Gamma_{2i}/\Gamma_0$),
- (4) 衛星抗力係数 C_D (代表面積 S_2),
- (5) 質量流量 J [kg/s],

によってインテーク性能を評価する。ここで Γ_0 はインレットからダクト内に流入する粒子流束、 Γ_1 はインレットからダクト外に逆流する粒子流束、 Γ_2 はグリッドから放電室外部へ放出される粒子流束 (Γ_{2n} = 中性粒子流束、 Γ_{2i} = イオン粒子流束) であり、放電室におけるイオン生成比 r_{in} は Γ_{2i}/Γ_{2n} である。

ABIE インテークの DSMC 解析では、7 化学種 (N_2 , O_2 , N , O , Ar , He , H) を考慮する。分子の R-T (Rotation - Translation), V-T (Vibration - Translation) エネルギー交換は考慮するが、化学反応による影響が無視できることから、本稿では化学反応は考慮しない。気体と表面の相互作用に本稿では Maxwell モデルを使用し、壁面温度は 300 K と仮定する。インテーク解析用に、イオンビーム加速部面積 A にスクリーングリッドを模擬した粒子透過率 (p_{n1}) を導入し、放電室におけるイオン生成・放出に関しては、イオン生成比 (r_{in}) を導入し、放電室内部からイオン生成と同等数の中性粒子をランダムに消滅させることによって模擬する。また、軌道上技術実証用の検討では、システム・イオンスラストインタフェースにおいて、流路閉塞面を設定し、粒子透過率 2, 3 (p_{n2} , p_{n3}) を導入する。

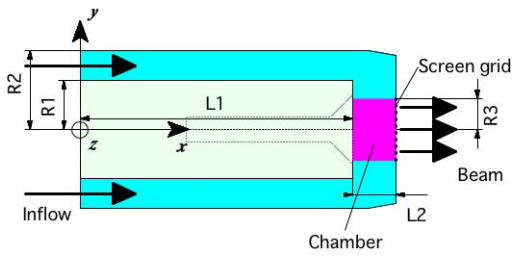


図 1 Image of intake configuration for ABIE.

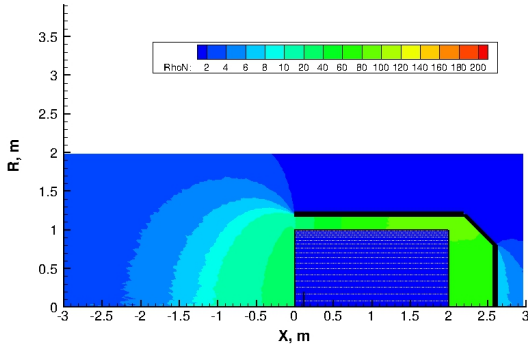


図 2 A contour plot of compression ratio for a validation test case with $p_{11}=0.2$.

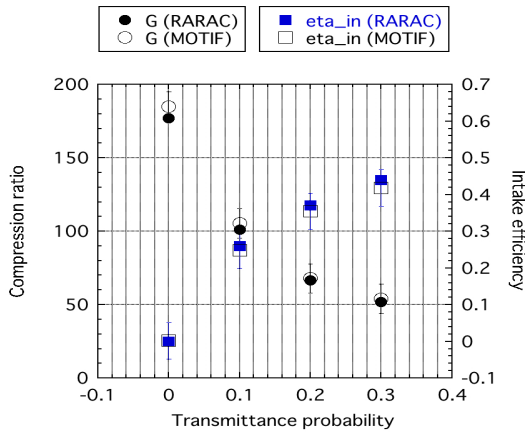


図 3 Relation between compression ratio and intake efficiency (η_{i1}) as a function of p_{11} .

3. 結果と考察

3. 1. インテーク解析検証

本節では MOTIF コードによるインテーク解析の検証として、文献[5]で使用されている半径: $R_1=1.0, R_2=1.2, R_3=0.8$ m, $L_1=2.0, L_2=0.2$ m の形状 ($\alpha=0.68, \beta=0.44, \chi=10$) を用いてインテーク解析を行った。本検証では高度 180 km の気流条件を使用し、密度比とインテーク効率のイオンビーム加速部透過率 p_{11} 依存性を評価した。図 2 に透過率 0.2 の場合の密度比の分布を示す。 $\chi=10$ の形状では、透過しない場合密度比が 180 近くになるが、透過率 0.2 の場合密度比が約 70 まで低下し、インテーク効率 η_{i1} が約 0.35 になる。文献 5 の RARAC-3D による結果との比較を図 3 に示す。図に見られるように、透過率 0 から 0.3 の間において密度比・インテーク効率双方において MOTIF と RARAC-3D の間で良い一致が得られている。

3. 2. 将来 SLATS 搭載を想定した検討

本節では将来 SLATS 搭載に向けた ABIE インテーク解析を行った。ABIE 搭載超低高度衛星システム初期検討の

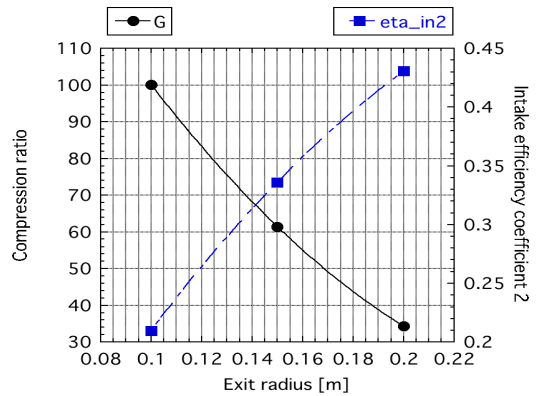


図 4 Correlation between compression ratio and intake efficiency (η_{i2}) as a function of R_3 .

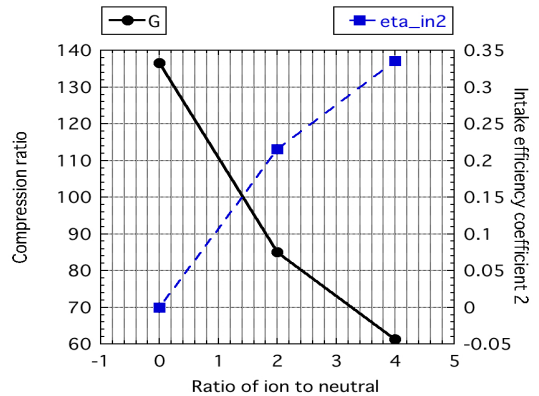


図 5 Correlation between compression ratio and intake efficiency (η_{i2}) as a function of r_{in} .

結果、インテークノミナル形状を $R_1=0.05, R_2=0.3, L_1=2.5, L_2=0.15$ m ($\beta=35, \chi=10$) に設計した。太陽回帰軌道であり、様々な地球観測ミッションへの適用が期待される高度 268 km の大気条件を使用し、速度 7.7 km/s において評価する。高度 268 km では平均として密度比 78 を達成できればイオンスラスト点火の条件を満たすことが可能と考えられている。また、本節では使用するイオンスラストの性能を模擬し、出口透過率 $p_{11}=0.2$ 、イオン生成比 $r_{in}=4$ を仮定する。まず、出口半径 R_3 を変化させてインテーク性能の変化を評価した。その結果を図 4 に示す。図に見られるように出口面積が広がるほど密度比が低下し、インテーク効率が高くなる。密度比は $G=212.6-1359R_3+2340R_3^2$ 、インテーク効率 2 は $\eta_{i2}=-0.138+4.10R_3-6.32R_3^2$ によって近似することができる。イオンスラストの点火条件を満たすためには、 $R_3=0.1$ m (空気圧縮係数約 9) まで絞る必要があり、インテーク効率 2 が 0.2 前後まで低下する。点火条件が緩和された場合、 $R_3=0.15$ m (空気圧縮係数約 4) において、 $G>60, \eta_{i2}>0.3$ を達成することができ、出口面積を拡げることによってインテーク効率を高めることができる。次に、イオン生成比 r_{in} に対する依存性を $R_3=0.15$ m において評価した。その結果を図 5 に示す。イオン生成比が高くなるほど流量が増えるため、インテーク効率が高くなる一方、密度比 G は低くなる。イオン生成比が 2 の場合、放電室点火条件を満たし、インテーク効率 2 (η_{i2}) 0.2 を達成することが可能である。ただし、抗力・推力比の観点ではイオン生成比 4、インテーク効率 2 (η_{i2}) 0.3 以上での運用が望ましい。

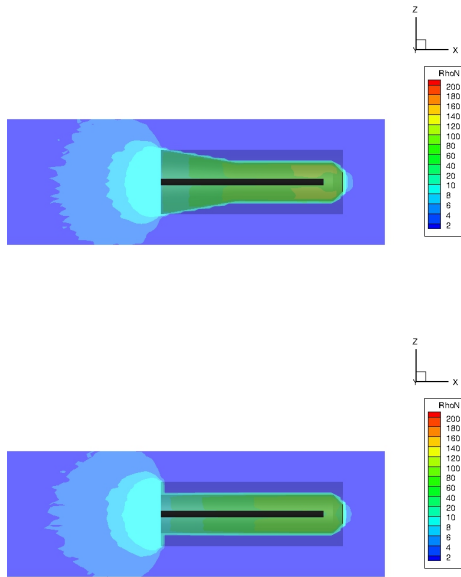


図 6 Comparison of compression ratio between conical (A, top) and parallel (B, bottom) intake configurations.

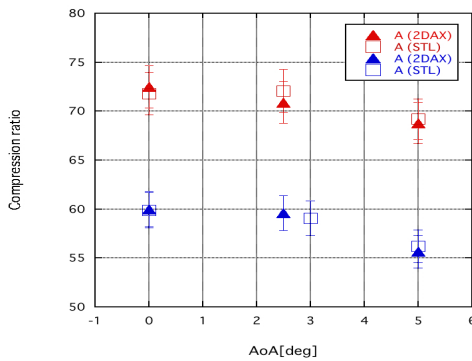


図 7 Compression ratio dependence on angle of attack.

さらに、機器をインテーク外部に配置した場合を想定した半径 0.5m における円錐形状 (角度 10°, A) と平行形状(B)においてインテーク性能を比較する。透過率 $p_{t1}=0.2$, イオン生成比 4 の場合の結果を図 6 に示す。また、密度比の迎角依存性の結果を図 7 に示す。図では二次元軸対称形状を用いた場合と STL 形式を用いた場合の比較も示している。結果として、A の方がインテーク効率は低下するが、総流入量が増えるため、密度比が 15%程度向上し、質量流量も高くなる。そのため、インテーク外周部に機器を設置する場合は、形状 A の方が適しているといえる。また、迎角が 5°生じると密度比が 5%程度低下するが、迎角 5°以内であれば圧縮比・インテーク効率に急激な低下は生じない。

3. 3. 軌道上技術実証に向けた検討(逆噴射)

本節では軌道上による ABIE 技術実証を想定して、イオンスラスタが逆噴射する場合 (図 8 参照) について、インテーク性能を検証する。イオンスラスタインタフェース等のシステム検討した結果、表 1 のような形状をノミナルとし、インテーク性能を評価する。本形状のパラメータは、 $\alpha=1.2, \beta=0.46, \chi=18$ である。気流条件は高度

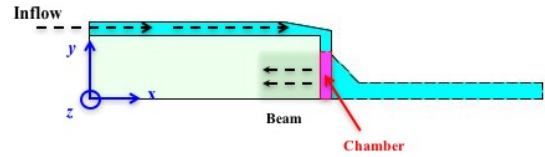


図 8 Image of reverse flow injection intake for an on-orbit technology demonstration.

表 1 Geometry of SLATS

Parameter	Unit	Size
R_1	m	0.09
R_2	m	0.145
R_3	m	0.057
L_1	m	0.551
L_2	m	0.027

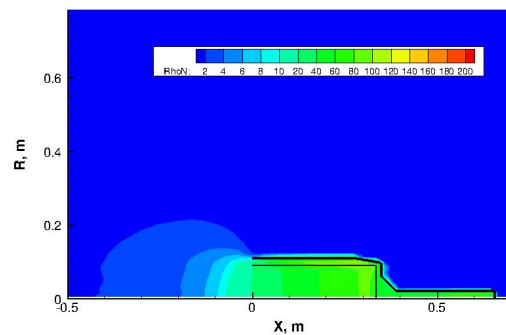
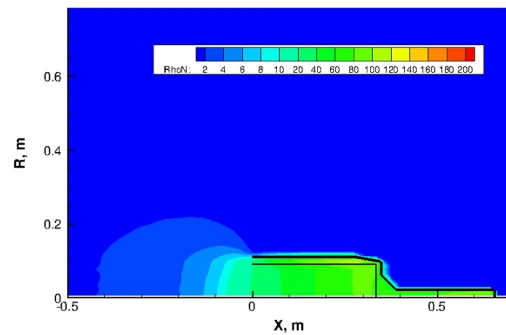
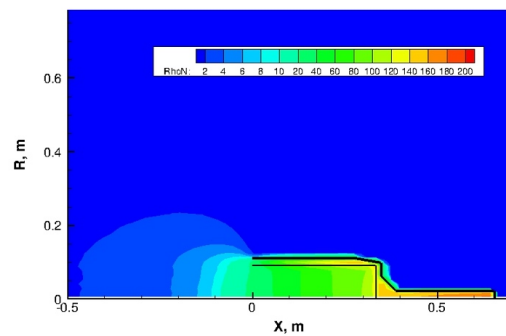


図 9 Comparison of compression ratio distributions for reverse flow injection intake between $r_{in}=0$ (top), 2 (middle), and 4 (bottom).

268 km とし、壁面温度は 300 K の拡散反射を仮定する。また、出口透過率は 0.2 とし、イオン生成比を 0, 2, 4 と変化させ、インテーク性能の変化を検証した。その結果を図 9 に示す。本インテーク形状($\chi=18$)では、出口透過率が 0 の場合、圧縮比が 200 を達成できるが、出口透過率が

表 2 Configuration of intake with positive flow injection for an on-orbit technology demonstration

Parameter	Unit	Size
R_1	m	0.09
R_2	m	0.145
R_3	m	0.057
L_1	m	0.551
L_2	m	0.027

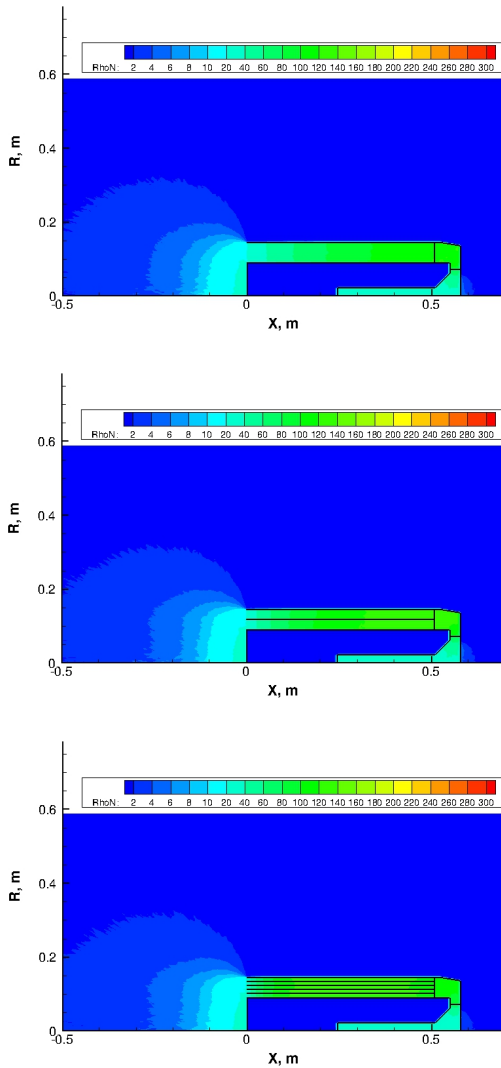


図 10 Comparison of compression ratio distributions for positive injection intake between $\chi=10$ (top), 20 (middle), and 50 (bottom).

0.2 の場合、内管内部と放電室内部の圧力差によって放電室から内管内部へと粒子が出ていくが、圧縮比は約 170 までしか低下しない。形状パラメータ χ, α, β にも依存するが、正噴射のように真空中に噴射する場合、透過率 0.2 では圧縮比が半分以下に低下してしまうため、内管内部に圧縮された粒子によってインテーク効率が下がり、圧縮比があまり低下しない。 $R_m=2, 4$ において、圧縮比 80, 60 まで低下し、インテーク効率 η_{i1} はそれぞれ 0.19, 0.23 まで高くなるが、インテーク性能実証試験の観点では、内管内部の圧縮空気の影響が生じ、インテーク単体の性能との切り分けが困難になる。一方、圧縮比は維持されやすくなるため、イオンスラスタ点火条件に関してはより高高度での試験が可能となる。

表 3 Summary of intake performance with positive injection for an on-orbit technology demonstration

Type	χ	G	η_{i1}	η_{i2}	J [kg/s]
A	10	37	0.20	0.16	2.7×10^{-9}
B	20	40	0.19	0.15	2.7×10^{-9}
C	50	32	0.14	0.11	2.4×10^{-9}
D	100	24	0.09	0.07	1.8×10^{-9}

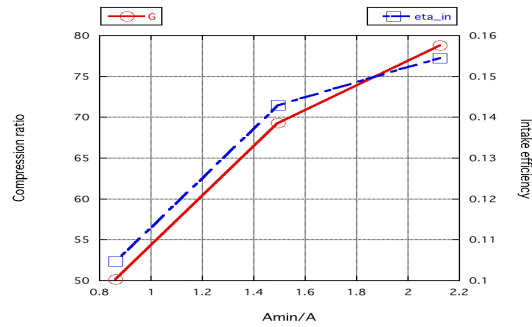


図 11 Dependence of compression ratio and intake efficiency on L_2 .

3. 4. 軌道上技術実証に向けた検討 (正噴射)

本節では軌道上における ABIE 技術実証を想定して、イオンスラスタが正噴射する場合 (図 1 にイオンスラスタ導波管部等を追加) について、インテーク性能を検証する。イオンスラスタインタフェース等のシステム検討した結果、表 2 のような形状をノミナルとし、インテーク性能を評価する。本形状のパラメータは、 $\alpha=4, \beta=1.6, \chi=10$ であるが、縦横比 χ に関しては R_1, R_2 間をレイヤー化することによって変化させ、その依存性を評価する。気流条件は高度 268 km とし、壁面温度は 300 K の拡散反射を仮定する。また、出口透過率は 0.2 とし、イオン生成比を 0.2, 4 と変化させ、インテーク性能の変化を検証する。ここでは、システム及びイオンスラスタとのインタフェースにより、 $x=0.507$ m の位置に流路閉塞面 1 を設定し、粒子透過率 p_{i2} を 0.75 とする。また、放電室入口近傍の $r=0.072$ m の位置に流路閉塞面 2 を設定し、粒子透過率 p_{i3} を 0.71 とする。

まず、出口透過率 0.2, イオン生成比 4 の場合の縦横比 χ 依存性を評価した。その結果を図 10 及び表 3 に示す。出口透過率が 0 の場合は、 χ が高くなるほど密度比 G は高くなるが、透過率・イオン生成比が高くなり流量が増加すると、インテーク部で過剰に圧縮すると放電室内部の密度が低下するとともにインテーク効率も低下する。現状の出口半径 R_3 とスクリーングリッド距離 L_2 の形状だと放電室入り口において流路断面積が最も狭まり出口面積よりも小さくなる。そのため、放電室入口の流路がインテーク性能の制約となっており、縦横比を高くしてインテーク部の密度比を高くしても χ が 20 以上ではインテーク性能が低下する。結果として現形状では密度比・インテーク効率の点において $\chi=20$ が最適と考えられる。ただし、イオン生成比が 4 の場合、密度比が約 40 であるため、 4×10^4 Pa の点火条件は満たすことが出来ない。また R_2 を大きくし、 α を大きくすると密度比は向上するが、インテーク効率低下の方が著しいため適さない。

放電室入口の流路制限による影響を評価するため、 $\alpha=10, \chi=25$ の形状において L_2 を 27mm から 67 mm まで変化させた場合の圧縮比、インテーク効率の変化を図 11 に示す。出口透過率 0.2, イオン生成比 4 の場合、出口面積

よりも最小流路断面積が広がると圧縮比・インテーク効率ともに改善することがわかる。L₂を 67 mm にした場合、密度比が 50%以上高くなり約 80 を達成できるため、高度 268km においてもイオンスラスタ点火条件を満たすことができる。インテーク効率においても 50%近く向上しているため、インテーク性能の向上において、最小流路断面積の改善が重要である。

4. おわりに

JAXA では、将来 SLATS に向けた高度化技術として、空気吸込式イオンエンジン ABIE の搭載を検討している。ABIE の実証に向けてエアインテークの性能評価が必要不可欠であり、本研究では、DSMC 数値解析を行うことにより、将来 SLATS 搭載を目指したエアインテーク性能評価及び軌道上技術実証を目指したエアインテーク性能評価を行った。インテークの密度比を高めるとインテーク効率が低下する傾向があるため、高度 268 km においてイオン点火条件を満たすような圧縮比を達成するためには、インテーク効率は約 0.2 となる。また、軌道上技術実証に向けてインテーク性能を評価したところ、逆噴射システムではインテーク性能評価が困難であることが判明した。正噴射に関しては、システム・イオンスラスタとのインタフェースを考慮した結果、放電室入口における流路の確保が重要であることが判明した。流路を改善することによって高度 268 km でのイオンスラスタ点火は可能となるが、インテーク効率を高めるためには、表面熱適応係数による影響、原子状酸素表面再結合等化学反応の影響、低圧領域におけるイオン生成比の影響等を評価する必要がある。また、将来 ABIE の実現には、運用する高度においてイオンスラスタを含めた統合的なインテーク最適設計が必要となる。

謝辞

本研究は科研費（18K04565）の助成を受けたものである。

参考文献

- 1) Sasaki, M., "Mission for Super-Low Earth Orbit, SLATS," Space Research Today, Vol. 198, 2017, pp.10-18.
- 2) Fujita, K. and Noda, A., "Rarefied Aerodynamics of a Super Low Altitude Test Satellite," AIAA paper 2009-3606, San Antonio, Texas, June 2009.
- 3) 小澤宇志, 今村俊介, 川崎春夫, 鈴木俊之, 藤田和央, 佐々木雅範, "超低高度衛星の希薄空力特性評価に向けた希薄風洞計測と数値解析," 第 48 回流体力学講演会／第 34 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 金沢歌劇座, 石川県金沢市, 2016 年 7 月 6 日-7 月 8 日.
- 4) Nishiyama, K., "Air Breathing Ion Engine Concept," Proceedings of the 54th International Astronautical Congress, International Astronautical Federation, Paris, 2003; also Paper IAC-03-S4-02.
- 5) 藤田和央, "空気吸込式イオンエンジンのエアインテーク特性," 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 62, No. 610, 2004, pp. 514-521.
- 6) Bird, G. A., *Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows*, Clarendon, Oxford, England, U.K., 1994.
- 7) Ozawa, T., Suzuki, T., Takayanagi, H. and Fujita, K., "Analysis of Non-Continuum Hypersonic Flows for the Hayabusa Reentry," AIAA Paper 2011-3311, 42nd AIAA Thermophysics Conference, Honolulu, Hawaii, June 27-30, 2011.