

# 大気吸込み式イオンエンジン用イオン加速部の特性評価

## Performance evaluation of ion optics of the air breathing ion engine

○宮 優海(総研大)・西山 和孝(宇宙航空研究開発機構)

○Yukai Miya (The Graduate University for Advanced Studies, SOKENDAI)・Kazutaka Nishiyama (JAXA)

### Abstract (概要)

The Air Breathing Ion Engine (ABIE) is expected as a propulsion device for compensating atmospheric resistance of a satellite in very low earth orbit (VLEO). The ABIE consists of an intake, an ion source, ion optics, and a neutralizer. While there have been many previous studies on intake, there has been little research on other constructs. In this study, we aim to investigate the characteristics of the ion optics by varying the pressure, and to gain knowledge on how to improve a next ABIE's design. As a result, we have confirmed that ions are being drawn from the ion source and that there is an optimum pressure at which the ion beam current is maximized. The ion beam current ratio of the side to the grid was 3.7 to 1.0 on average, indicating that the ions leaking from the side of the ion source were dominant. Therefore, it is necessary to improve the ion source and ion optics. We proposed to increase the gap between the shield and the yoke, and to add a third layer on the side of the ion source to suppress the ion leakage by applying voltage.

### 記号の説明

$A_{\text{side, hole}}$ :	イオン源側面の全孔の面積
$A_{\text{tape}}$ :	金属テープの面積
$e$ :	電気素量
$I_{\text{b, grid}}$ :	グリッドからのイオンビーム電流
$I_{\text{b, side}}$ :	側面からのイオンビーム電流
$I_{\text{b, tape}}$ :	金属テープで測定したイオンビーム電流
$k$ :	ボルツマン定数
$m$ :	分子質量
$\dot{m}_{\text{Aeq}}$ :	流量の電流換算値
$n$ :	分子密度
$p$ :	チャンバ圧力
$p_{\text{side}}$ :	側面の孔間ピッチ長
$p_1$ :	グリッドの孔間ピッチ長 1
$p_2$ :	グリッドの孔間ピッチ長 2
$T$ :	気体温度
$\bar{v}$ :	分子の平均熱運動速度
$V_{\text{ac}}$ :	アクセルグリッドの印加電圧
$V_{\text{inside}}$ :	三層構造時の内側のシールドの印加電圧
$V_{\text{outside}}$ :	三層構造時の外側のシールドの印加電圧
$V_{\text{sc}}$ :	スクリーングリッドの印加電圧
$V_{\text{shield}}$ :	シールドの印加電圧
$V_{\text{tape}}$ :	金属テープの印加電圧
$V_{\text{yoke}}$ :	ヨークの印加電圧
$\Gamma$ :	壁面を叩く分子数
$\eta_{\text{u}}$ :	推進剤利用効率

### 1. 緒言

近年、高度 300 km よりも低い高度を利用する軌道である超低高度軌道を飛翔する超低高度衛星の実現が望まれている。この衛星の理学的な需要は今まで離散的な観測しか行われてこなかった高層大気の直接観測を長期間継続的に行うことができる点である。また、今までの軌道よりも地表に近づくことで観測距離が短くなるので観測精度が向上する。このことは同じ観測精度をより簡単で安価な装置で実現できると捉えることもでき、その分衛星コストの低減につながられる。

しかし高度が下がった分、従来の軌道よりも大気が濃くなり、大気抵抗も大きくなる。そのため次第に衛星が減速していき最終的には墜落してしまう。そこで何かしらの推進機で抗力を補償する必要がある。例えば GOCE (Gravity Field and Steady-State Ocean Circulation Explorer)<sup>1)</sup> は 2009 年に ESA によって打ち上げられた地球重力場の測定を行う衛星であり、抗力補償用推進機にイオンエンジンを採用している。この衛星は高度 260 ~ 230 km の超低高度で運用された。もう一例として SLATS (Super Low Altitude Test Satellite)<sup>2)</sup> は 2017 年から 2019 年の間 JAXA が運用していた技術試験衛星であり、イオンエンジンを搭載している。この衛星は高度 268 ~ 180 km で運用された。これらの衛星の運用期間が短い理由は推進剤積載による制限を受けるためである。この問題を解決する推進機として大気吸込み式イオンエンジン (Air Breathing Ion Engine, ABIE) が提案されている<sup>3)</sup>。

ABIE は搭載する電気推進として ECR 型イオンエンジン

を採用した大気吸込式電気推進の一種である。作動環境として完全回帰軌道となる高度 268km を想定している。この高度での大気の組成は地上付近と異なり、原子状酸素と窒素によって大部分を占められており<sup>4)</sup>、ABIE はこの大気を推進剤とする。ABIE は大きく分けてインテーク、イオン源、イオン加速部、中和器の4つの構成要素に分けられる。推力を発生させるプロセスとして、まずインテークにより衛星周囲の希薄大気を取込み、インテーク内部壁面への複数回の衝突を経て圧縮させながらイオン源へと送り込む。次にその流入した圧縮後の大気を ECR イオン源でイオン化させる。生じたイオンは電圧を印加したイオン加速部によって電氣的に加速され、エンジン外部へ放出されることで推力を発生させる。その際に衛星や放出されたイオンの電氣的中性を保つため、衛星に予め搭載したキセノンを消費して作動する中和器により電子を放出し中和を行う。この4つの構成要素の内、インテークについては、先行研究が多数存在している。地上で高度 268km の大気を実際に再現することは困難なため<sup>5-8)</sup>、数値シミュレーションを用いて圧縮性能の高いインテーク形状が調査されている<sup>9-11)</sup>。一方、その他の構成要素はいまだ知見がほとんどないのが現状である。

本研究では ABIE 構成要素の内、イオン加速部に着目し、その圧力依存性の評価を目的とする。

## 2. 実験装置・条件

**2.1 実験装置・条件** 真空チャンバ内のイオン源にオシレーターで発生させたマイクロ波を TWT アンプで増幅し DC ブロックを挟みながら投入する。更に実験室内の空気をマスフローコントローラーによって流量を制御しながら真空チャンバに送り込み、イオン源側面の孔から吸気させる。これにより ECR 放電を起こし、イオン加速部に電圧が印加し加速実験を行った。またイオン源各部での放電を抑制するためにフィラメントに電流を流し赤熱させ熱電子を供給した。その加速実験のセットアップの概要を図1に示す。その際に図2に示すように負電圧を印加した金属テープを側面に3か所、グリッド下流に1か所の計4か所に設置し電流が流れるか測定した。また実験条件を表1に示す。

**2.2 イオン源の磁石配列** 本実験で用いた ECR イオン源の磁石配列を図3に示す。この磁石配列は電子が永続的にドリフトし得る磁場を与えるために実装した。本来はイオン源の両端までに渡って磁石列を実装することを考えたが、ブラケットの位置の都合で両端部には磁石を取り付けていない。つまり、永続的ドリフトはイオン源中ほどでのみ起こると考えられる磁場となっている。

**2.3 イオンビーム電流の上限** 加速性能の評価の基準としてイオンビーム電流の上限値を考える。まず、ある圧力で壁面を叩く気体分子数を求める。壁面を叩く気体分子数は次の式で表される<sup>12)</sup>。

$$\Gamma = \frac{1}{4} n \bar{v}$$

$$\bar{v} = \sqrt{\frac{8kT}{\pi m}}$$

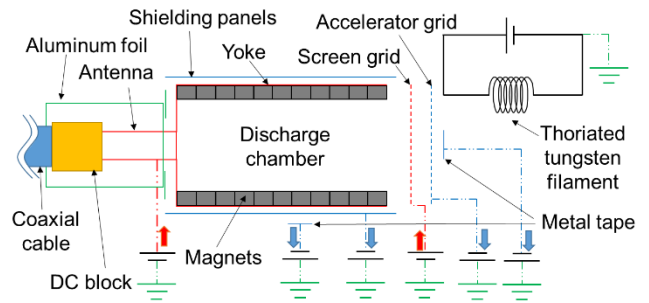


図1 実験セットアップの概要

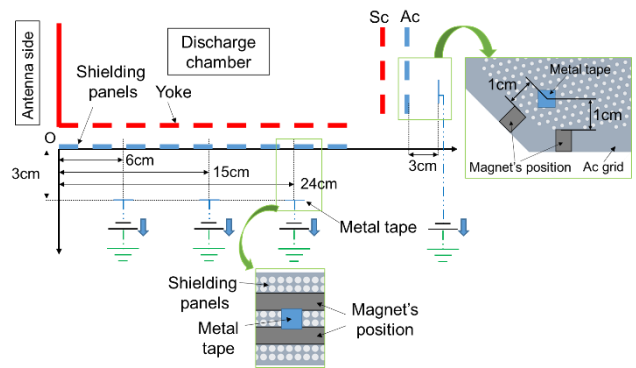


図2 金属テープの位置

表1 実験条件

$A_{\text{tape}}$	: 1 cm <sup>2</sup>
$V_{\text{tape}}$	: -30 V
$V_{\text{sc}}$	: 100 V
$V_{\text{ac}}$	: -30 V
$V_{\text{yoke}}$	: 100 V
$V_{\text{shield}}$	: -30 V
フィラメント電流	: 6.4 A
フィラメント電圧	: 47 V
マイクロ波入射電力	: 45 W

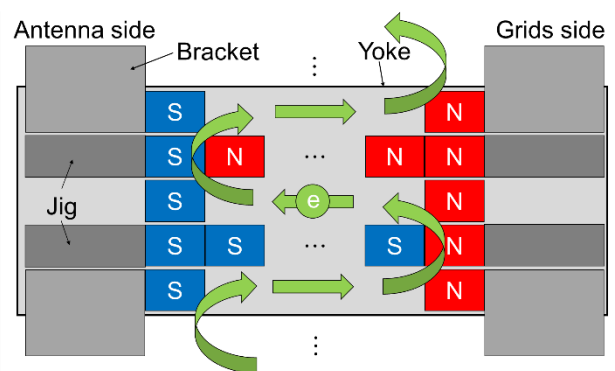


図3 磁石配列の概要

理想気体の場合  $p = nkT$  であるから、

$$\Gamma = \frac{p}{\sqrt{2\pi mkT}}$$

このすべてが1価のイオンになったと仮定して  $e$  と  $A_{\text{side,hole}}$  とを掛けて電流換算すると



図4 実験時の様子

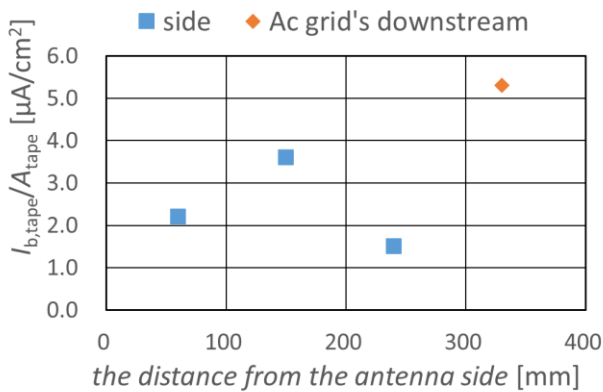


図5 各測定位置での電流密度 ( $p = 3.2 \times 10^{-2}$  Pa)

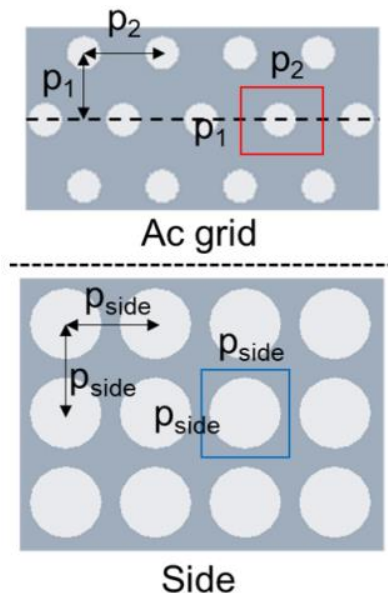


図6 1孔分の孔領域

$$\dot{m}_{\text{Aeq}} = \frac{epA_{\text{side,hole}}}{\sqrt{2\pi mkT}}$$

となりこれが原理上イオンビーム電流の超えることのでき

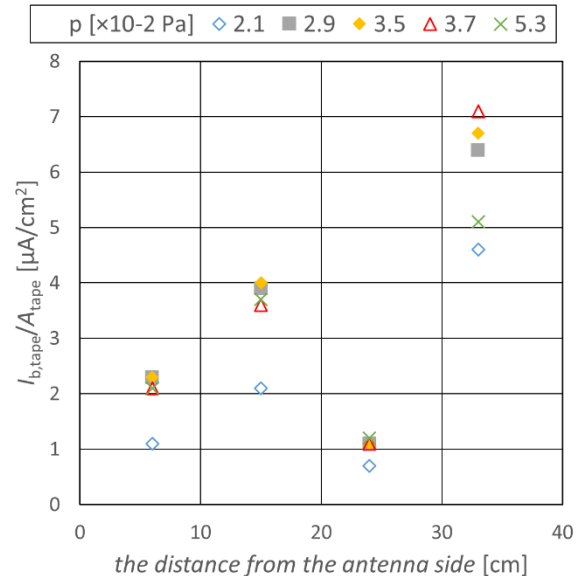


図7 それぞれの圧力での各測定位置での電流密度

ない理想的な電流値である. この値にできるだけ近い値のイオンビーム電流を引き出せるグリッドシステムを目指すことになる.

### 3. イオンビーム電流検出

**3.1 結果** 新しい設計のイオン源であるためまずイオンを引き出せているかを  $p = 3.2 \times 10^{-2}$  Pa のとして確認した. その実験の様子を図4に示す. 結果として, マイクロ波反射電力は 23W で, イオンビーム電流密度は図5のグラフに示したようになった.

**3.2 イオンビーム電流の算出方法** この結果からイオンビーム電流を求める. 以下では側面については測定した3点における電流密度を平均したものが一様に分布しており, グリッドについても測定したグリッド下流での電流密度が一様に分布していると仮定した. まず側面とグリッドの考慮すべき面積としてそれぞれの孔領域を定義する. 図6に示したようにある孔を中心に孔間のピッチを辺とする正方形(側面)もしくは長方形(グリッド)を1孔分の孔領域としてこれに孔の数を掛けたものを側面とグリッドそれぞれの孔領域とした. これに測定した電流密度を掛けることでイオンビーム電流を算出することができる.

**3.3 考察** 算出したイオンビーム電流はそれぞれ  $I_{b,\text{side}} = 1.4$  mA,  $I_{b,\text{grid}} = 0.3$  mA となった. ここから, イオンビーム電流を引き出せていることが分かった. しかし, 本来は意図していない側面からのイオン引き出しも同時に起こっており, 対策が必要である. これについては後述する.

### 4. ビーム電流の圧力依存性調査

**4.1 結果** 3.の結果からイオン加速が行えていることを確認できたので, 同様の実験で  $p$  を 2.1, 2.9, 3.5, 3.7,  $5.3 \times 10^{-2}$  Pa と変化させた際のビーム電流値のふるまいを調査した. 結果として, 図7のグラフに示したようになった.

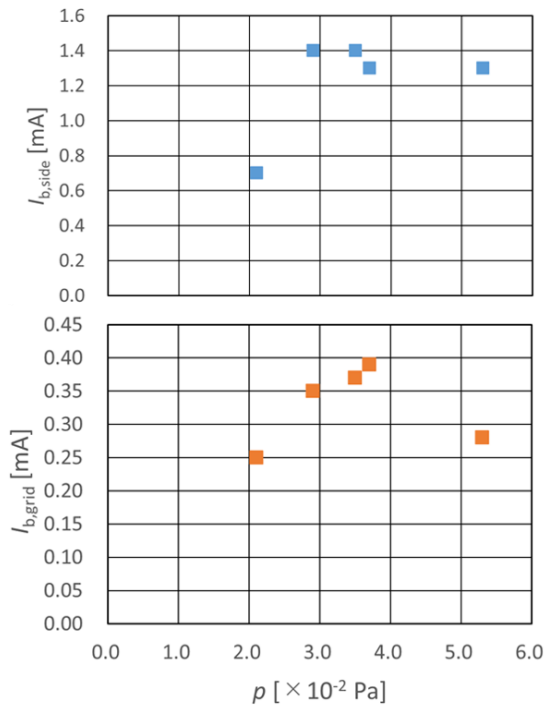


図8 側面（上図）及びグリッド下流（下図）のイオンビーム電流の圧力依存性

表2 各圧力での側面とグリッド下流とのイオンビーム電流値の比

$p [\times 10^{-2}]$	$I_{b,side} : I_{b,grid}$
2.1	2.8 : 1.0
2.9	4.0 : 1.0
3.5	3.8 : 1.0
3.7	3.3 : 1.0
5.3	4.6 : 1.0
平均の比	3.7 : 1.0

表3 各圧力での流量の電流換算値と推進剤利用効率

$p [\times 10^{-2}]$	$\dot{m}_{Aeq} [A]$	$\eta_u$
2.1	2.8	$8.9 \times 10^{-5}$
2.9	3.9	$9.0 \times 10^{-5}$
3.5	4.7	$7.9 \times 10^{-5}$
3.7	4.9	$8.0 \times 10^{-5}$
5.3	7.0	$4.0 \times 10^{-5}$

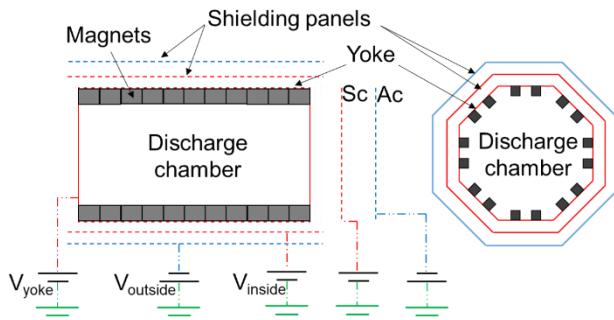


図9 3層目を追加した場合の電圧印加方法

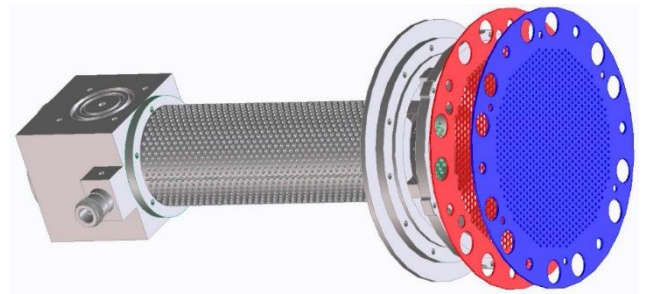


図10 導波管側面に吸気孔を多数設けた  $\mu 10$  イオンエンジン派生型案

**4.2 考察** この結果から変化させた圧力ごとにイオンビーム電流を3.2と同様に求めると側面とグリッド下流とでそれぞれ図8の上図, 下図のようになった. ここから  $\mu 10$  イオンエンジンと同様にビーム電流が最大となる最適圧力が存在することが分かった. 更に圧力ごとの側面とグリッドとのイオンビーム電流値の比を求めると表2のようになった. その平均は  $I_{b,side} : I_{b,grid} = 3.7 : 1.0$  である. また推進剤利用効率を求めると表3のようになり, 最適圧力前までで約  $8.5 \times 10^{-3}\%$  程度にとどまっている. イオンエンジンの一般的な推進剤利用効率は約80%であることを考えると改善の余地が大きく残されていることが分かった.

## 5. 現設計の問題点とその解決策

3の結果から側面からのイオン漏洩が問題であり, これを解決するためにシールドとヨーク間ギャップを拡大し負電位に印加した層をプラズマから遠ざけることを提案する. また側面に新たに3層目を追加し図9に示すように電圧印加し,  $0 < V_{yoke} < V_{inside}$ ,  $V_{inside} > 0 > V_{outside}$  となるようにすることでイオンが側面から放電室内部への方向に力を受けるようにすることで漏洩を抑制することも提案する.

これらの対策でも解決しない場合, そもそものイオン源のコンセプトを見直すことを考える. 例えば, 図10に示すような  $\mu 10$  イオンエンジンを派生させた導波管側面から大気吸入する形式にすることを提案する.

## 6. 結言

本研究ではイオン加速部に着目し, その圧力依存性の評価を目的として以下を達成した.

- グリッドに電圧を印加することでイオン引き出しを行えていることを確認した.
- イオンビーム電流に圧力を変化させることで最大となる最適圧力が存在することが分かった.
- 圧力を変化させたとき, 側面とグリッドのイオンビーム電流比は平均3.7:1.0であることが分かった.
- イオン源側面からの静電加速によるイオン漏洩を防ぐために側面を三層構造にし, 電圧印加することと層間ギャップの拡大とを提案した.
- 導波管側面から大気吸入する  $\mu 10$  派生型をイオン源コンセプトの見直しをする場合の一例として提案

した.

### 参考文献

- 1) M. Drinkwater, R. Floberghagen, R. Haagmans, D. Muzi, and A. Popescu, “Goce: Esa’s first earth explorer core mission,” *Space science reviews*, vol. 108, no. 1-2, pp. 419–432, 2003.
- 2) M. Sasaki, “Mission for super-low earth orbit, slats,” *Space Research Today*, vol. 198, pp. 10–18, 2017.
- 3) K. Nishiyama, “Air breathing ion engine concept,” in 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law, 2003, pp. S–4.
- 4) J. Picone, A. Hedin, D. P. Drob, and A. Aikin, “Nrlmsise-00 empirical model of the at- mosphere: Statistical comparisons and scientific issues,” *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, vol. 107, no. A12, pp. SIA–15, 2002.
- 5) 横田久美子, 西山和孝, 田川雅人, 義澤康男, 山本大作, and 國中均, “大気吸込式イオンエンジン (ABIE) に関する実験的研究,” 宇宙輸送シンポジウム: 講演集録, 2009.
- 6) 久本泰慶, 西山和孝, and 國中均, “大気吸込式イオンエンジンのための原子状酸素風洞の開発,” 平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム: 講演集録, 2011.
- 7) Y. Hisamoto, K. Nishiyama, and H. Kuninaka, “Design of air intake for air breathing ion engine,” in 63rd International Astronautical Congress, 2012.
- 8) M. Tagawa, K. Yokota, K. Nishiyama, H. Kuninaka, Y. Yoshizawa, D. Yamamoto, and T. Tsuboi, “Experimental study of air breathing ion engine using laser detonation beam source,” *Journal of Propulsion and Power*, vol. 29, no. 3, pp. 501–506, 2013.
- 9) K. Fujita, “Air intake performance of air breathing ion engines,” *JSASS*, vol. 52, no. 610, pp. 514–521, 2005.
- 10) 小澤宇志, 今村俊介, 西山和孝, 田川雅人, and 藤田和央, “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,” 宇宙航空研究開発機構特別資料: 第 50 回流体力学講演会/第 36 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム論文集, pp. 97-101, 2019.
- 11) 小澤宇志, 田川雅人, 横田久美子, and 今村俊介, “大気吸入インテーク性能評価に向けた地上試験に関する考察,” 第 64 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2020.
- 12) 堀越源一, 真空技術[第 3 版]. 東京大学出版会, 1994.