空気吸込式イオンエンジンのエアインテーク特性*1

Air Intake Performance of Air Breathing Ion Engines

藤 田 和 央*2
Kazuhisa FUJITA

Key Words: Rarefied Gas Flows, Air Breathing, Ion Engine, Direct Simulation

Abstract: The air breathing ion engine (ABIE) is a new type of electric propulsion system which can be used to compensate the aerodynamic drag of the satellite orbiting at extremely low altitudes. In this propulsion system, the low-density atmosphere surrounding the satellite is taken in and used as the propellant of ion engines to reduce the propellant mass for a long operation lifetime. Since feasibility and performance of the ABIE are subject to the compression ratio and the air intake efficiency, a numerical analysis has been conducted by means of the direct-simulation Monte-Carlo method to clarify the characteristics of the air-intake performance in highly rarefied flows. Influences of the flight altitude, the aspect-ratio of the air intake duct, the angle of attack, and the wall conditions are investigated.

記 号 の 説 明

C_D : 衛星の抗力係数
 e : 素電荷 [C]
 G : 圧縮比 ($\equiv \rho_c/\rho$)
 G_0 : 第 2 表に与えられる基準圧縮比
 h : 気流の比エンタルピ [J/kg]
 I : イオンエンジンのビーム電流 [A]
 i : イオンエンジンのビーム電流密度 [A/m²]
 L_1 : エアインテークダクト長さ [m]
 L_2 : 衛星コアと粒子反射板の距離 [m]
 m : 排気気流中の分子の平均質量 [kg]
 $\dot{m}$: イオンエンジンの排気質量流量 [kg/s]
 P_A : イオンエンジンの加速電力 [W]
 p_A : 単位断面積当たり必要な加速電力 [W/m²]
 P_s : 太陽光放射エネルギー密度, 1,370 [W/m²]
 R_1 : 衛星コア半径 [m]
 R_2 : 衛星外径 [m]
 R_3 : 衛星背面板 (base plate) 半径 [m]
 T_W : 壁面温度 [K]
 V_A : イオンエンジンの加速電圧 [V]
 v : 衛星の対大気飛行速度 [m/s]
 v_E : イオンエンジンの排気速度 [m/s]
 α : 衛星断面積に対する空気取込口断面積の比
 β : 衛星断面積に対する背面板面積の比
 χ : エアインテークダクトの縦横比
 ϵ_i, ϵ_o : 壁面内側, 壁面外側の放射率
 γ : 壁面の熱適合係数
 η_i : インテークの空気取込効率

η_s : 太陽光吸収率
 η_t : 背面板の粒子透過率
 η_u : イオンエンジンの推進剤利用効率
 θ : 粒子反射板の半頂角 [deg]
 ρ : 大気密度 [kg/m³]
 ρ_c : 放電室密度 [kg/m³]

1. 緒 言

空気吸込式イオンエンジン (air-breathing ion engine; ABIE) は, 西山により提唱されている新しい概念にもとづくイオンエンジンシステムである^{1, 2)}。電気推進器の中でも高比推力を実現できるイオンエンジンは, 近年, 衛星の姿勢制御や惑星間軌道遷移など長期的ミッションに利用されるようになって来ており, 国内では 2003 年 5 月に打ち上げられた小惑星探査機 HAYABUSA の惑星間軌道における主推進器としても採用されている³⁾。ESA では, 2006 年の打上げを目指して重力場と海洋観測のための低軌道衛星 (gravity field and ocean circulation explorer; GOCE) を開発しており, その運用軌道高度 240~270 km での大気抗力補償用推進器としてイオンエンジンを用いることが検討されている⁴⁾。大気抗力補償運用を行う場合, 推進器の連続運転が必要となることから衛星に占める推進剤重量の割合が増加し, これが衛星運用の制約条件の一つとなる。西山の提案する ABIE は, この問題を解決するために衛星周囲の希薄大気を取り込み, これを推進剤として利用することで, 推進剤重量の大幅な低減, 運用可能な軌道高度下限の拡大, および運用の長期化を図ろうというものである。

第 1 図は西山の発想をベースに, これまでの空気力学的な検討結果^{5, 6)} を反映させて作成した ABIE 搭載低軌道衛星の概念図である。空気力学的な抗力をできる限り低減するために, 飛行方向に垂直な面への衛星の断面積が最小と

*1 © 2004 日本航空宇宙学会

平成 16 年 4 月 6 日原稿受理

*2 宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部

第1図 ABIE 搭載極低軌道衛星の概念図

第2図 ABIE の幾何モデル (対称面における断面図)

なるように各コンポーネントが配置されている．空気取込性能を最大とするためには，流入粒子の壁面による散乱をできるだけ抑える必要がある．このため衛星コア (satellite core) を円柱状とし，同心円筒シェルでこれを囲んで空気取込口 (air intake) およびダクトを形成している．取り込まれた空気は衛星後方の粒子反射板 (particles reflector) で放電室方向へ導入され，電離・加速される．

極低軌道衛星への応用が有望な ABIE であるが，従来の推進剤携帯型システムと比較して，どのような運用条件でどの程度メリットが発生するのか，どの軌道高度で実現するのかなど，未だ明確でない部分が多い．その理由の一つが，ABIE の性能に大きな影響を与えると予想される空気取込過程が不明な点である．そこで本稿では ABIE の空気力学的な要素について定量的な検討を行い，システム解析を行うために必要となる空力的制約条件を明らかにする．以下の本文では，まず最初に基礎的な条件式を導出し，続いてモンテカルロ直接法 (DSMC) によるインテークの解析を行って空気取込性能を評価し，最後に得られた関係式を用いてシステムの成立性を検討する．

2. 空気吸込式イオンエンジンの成立条件

2.1 空気吸込式イオンエンジンの幾何モデル これまでの検討を踏まえ，ABIE の空気力学的な特性を定量的に議論するために，第2図に示す幾何モデルを用いる．ABIE の形状を決定するのは $R_1, R_2, R_3, L_1, L_2, \theta$ の6パラメータである．衛星コアは半径 R_1 ，長さ L_1 の円柱とし，インテークを形成する外筒は半径 R_2 ，長さ $L_1 + L_2$ の円筒とする．外筒後方には収束角 θ ($< 90^\circ$) の円錐台形状の粒子反

射板が設けられており，半径 R_3 の背面板 (base plate) に接続している．イオンエンジンのスクリーングリッド半径の最大値は R_3 となるが，スクリーングリッド半径が R_3 よりも小さくできる場合は，必ずしも背面板全体がスクリーングリッドである必要はない．

次に無次元形状パラメータとして，インテークダクトの縦横比， $y-z$ 平面における衛星断面積に対する空気取込口断面積および背面板面積の割合を，それぞれ

$$\chi \equiv L_1 / (R_2 - R_1) \quad (1)$$

$$\alpha \equiv 1 - R_1^2 / R_2^2 = 1 - (1 + L_1 / \chi R_1)^{-2} \quad (2)$$

$$\beta \equiv R_3^2 / R_2^2 \quad (3)$$

と定義する． $R_3 < R_1$ である必要があることから， $\alpha + \beta < 1$ である．以下，第2図に示す ABIE 形状を用いて議論する．

2.2 抗力補償条件 衛星軌道上で大気抗力補償運用を行うためには，大気抗力と推力が平衡する必要がある：

$$(1/2)\rho v^2 C_D \pi R_2^2 = \dot{m} v_E \quad (4)$$

イオンエンジンの排気質量流量は

$$\dot{m} = \rho v \alpha \eta_i \eta_u \pi R_2^2 \quad (5)$$

と与えられるので，これと式 (4) より排気速度は

$$v_E = v C_D / 2 \alpha \eta_i \eta_u \quad (6)$$

となる．イオンエンジンにおいてイオンの加速が理想的に行われると仮定すると，イオンエンジンのビーム電流，加速電圧，および加速電力はそれぞれ

$$I = \dot{m} e / m = \rho v \alpha \eta_i \eta_u e \pi R_2^2 / m \quad (7)$$

$$V_A = m v_E^2 / 2e = (m/8e) (v C_D / \alpha \eta_i \eta_u)^2 \quad (8)$$

$$P_A = \dot{m} v_E^2 / 2 = \rho v^3 C_D^2 \pi R_2^2 / 8 \alpha \eta_i \eta_u \quad (9)$$

で与えられる．

2.3 熱的条件 ABIE 搭載衛星では通常の太陽放射に関する熱制約条件と別に，空力加熱による制約と，取込空気の熱適合に関する制約が存在する．ABIE では雰囲気気高速気流をインテークにより取り込み，粒子反射板で放電室内方向へ散乱させることで放電室内部の密度上昇を行う．気流は自由分子流であるため壁面衝突の際に効率良く壁面と熱適合を行うが，この際に壁面を加熱し，壁面温度が高い場合は散乱される粒子の熱速度が大きくなり，拡散により空気取込口から失われる粒子が増加して放電室内の密度が低下するからである．壁面条件の空気取込性能に与える詳細な議論は次節で行うとして，ここでは壁面温度に関する評価を行う．

一般的な議論を行うために，第3図に示す半径 R ，収束角 θ ，長さ dL の円錐台面要素を考える．これは ABIE の粒子反射板を模擬したものであるが， $\theta \rightarrow 0$ の極限ではダクト側壁に，また $\theta \rightarrow 90^\circ$ の極限で衛星コアの正面部に相当する．ABIE は太陽同期軌道をとると考えられるた

第 3 図 壁面の幾何モデル

第 1 表 高層大気の特性と軌道速度

高度 (km)	モル分率			数密度 ^a (m ⁻³)	温度 (K)	軌道速度 (km/s)
	N ₂	O ₂	O			
100	0.788	0.176	0.036	1.45 ⁺¹⁹	170	7.85
120	0.731	0.076	0.193	4.60 ⁺¹⁷	382	7.84
140	0.650	0.044	0.306	8.73 ⁺¹⁶	682	7.82
160	0.579	0.034	0.387	3.45 ⁺¹⁶	862	7.81
180	0.513	0.027	0.459	1.75 ⁺¹⁶	968	7.80
210	0.422	0.020	0.559	7.85 ⁺¹⁵	1054	7.78
240	0.338	0.014	0.648	4.00 ⁺¹⁵	1093	7.76
270	0.265	0.010	0.725	2.19 ⁺¹⁵	1111	7.75
300	0.204	0.007	0.789	1.26 ⁺¹⁵	1120	7.73

^a 1.45⁺¹⁹ という表記は 1.45 × 10⁺¹⁹ の意味。

め、太陽光線は衛星の側面、すなわち流入粒子と垂直方向から照射すると仮定する。流入する粒子のエネルギーは全て壁面に与えられると仮定し、表面温度が太陽光、粒子衝突、および表面放射の平衡で決定されると仮定すると、

$$2\pi R dL \sin \theta \rho v (v^2/2 + h) + 2R dL \cos \theta \eta_s P_s = 2\pi R dL (\epsilon_i + \epsilon_o) \sigma T_W^4 \quad (10)$$

が成り立つ。壁面内側が衛星コアと放射平衡に達している場合は $\epsilon_i = 0$ において片面放射平衡温度が得られる。この場合壁面温度は

$$T_W = \left[\frac{\rho v (v^2/2 + h) \sin \theta + (\eta_s P_s / \pi) \cos \theta}{\epsilon_o \sigma} \right]^{1/4} \quad (11)$$

で与えられる。

第 1 表に示したのは、MSISE-90 大気モデル (Mass Spectrometer-Incoherent Scatter Model⁹⁾) を用いて算出した、緯度 0 度、経度 0 度、2002 年 1 月 1 日 0:00 時点における高層大気の特性である。各高度における軌道速度も併せて記した。高層大気の特性は季節や緯度によって変化するが、その程度は緩やかであるため、以下本論文を通して第 1 表の大気モデルを代表値として議論を行うことにする。この表の値を用いて式 (11) により幾つかの高度について壁面温度を決定した結果を第 4 図に示す。ただし $P_s = 1370 \text{ W/m}^2$, $\epsilon_o = 0.8$ とし、太陽光吸収係数として $\eta_s = 0.8$ および 0.2 の 2 ケースについて結果を示した。前者は太陽電池表面の代表的な値であり⁸⁾、後者は積極的に放射断熱を行う場合に用いられる反射率の高い壁面を想定している。

第 4 図 各高度における輻射平衡壁面温度

第 4 図によると、衛星側壁 ($\theta = 0^\circ$ に相当) は粒子衝突の影響を受けないため、その輻射平衡温度は高度によらず太陽光吸収率のみに依存し、概ね 200 ~ 300 K と通常の衛星の場合と同様である。一方、衛星コア正面部の温度 ($\theta = 90^\circ$ に相当) は太陽光吸収率によらず、高度の低下とともに急激に上昇する。それ以外の場合、すなわち $0 < \theta < 90^\circ$ の範囲では、輻射平衡壁面温度は太陽光と粒子双方による加熱を受けるため、太陽光吸収率と高度の双方に依存する。壁温に対する制約条件はミッションの目的にもよるため一概には判定できないが、ABIE を極低軌道での諸々の観測ミッションに適用することを考えると観測器機が使用できる温度が上限と考えられ、その温度は 400 K 程度が限界であろう。このことから ABIE の使用できる高度下限は 140 km 程度と予想される。

3. モンテカルロ直接法による空気取込性能評価

イオンエンジンでは放電室密度をある程度高くしなければ推進剤を効率よく電離することができなくなり、推進剤利用効率や電離効率が低下してしまう。軌道高度の上昇とともに雰囲気密度は低下するため、ABIE では空気取込の際にラム圧縮を行う必要があり、いかに圧縮比を高くして放電室の密度を上昇できるかが運用可能な高度上限を決める条件となる。これに加えて、式 (8), (9) において ABIE の加速電圧と加速電力は空気取込効率 η_i に強く依存し、 η_i をできるだけ大きくすることが ABIE の作動条件を緩和し、運用可能範囲を拡大することがわかる。このように空気取込性能は ABIE の性能に最も影響を与える要素の一つである。本稿では空気取込性能を定量的に評価するために、モンテカルロ直接法 (DSMC) による希薄流れの解析を行った。

3.1 DSMC モデル 本研究では希薄流れ解析のために RARAC-3D コード^{9, 10)} を用いた。RARAC-3D はアルゴリズムに Bird の no-time counter 法¹¹⁾ を用い、分子衝突判定には VHS (variable hard sphere) モデル¹¹⁾ を用いた 3 次元の反応性希薄気流解析汎用コードである。解析では第 2 図に示す ABIE モデルを用い、固定長として

$R_1 = 1 \text{ m}$, $L_1 = 2 \text{ m}$, $L_2 = 0.2 \text{ m}$, および $R_3 = 0.8 \text{ m}$ とおいた. これに対し, インテークダクト縦横比が空気取込性能に与える影響を調べるために R_2 を 1.05 m から 2.0 m まで変化させた. この場合 χ は 40 から 2 まで変化する.

飛行高度として $140, 160, 180, 210$, および 240 km について, また飛行迎角として $0, 2.5, 5, 7.5, 10, 15^\circ$ の場合について解析を行った. 各高度における飛行速度および大気条件は第 1 表の値を用いた. 代表長として $R_1 (= 1 \text{ m})$ を用いると, 高度 140 km 以上では主流, 放電室内のいずれにおいてもクヌーセン数は 10 以上となり流れは自由分子流とみなせる. このため気相では分子間衝突はほとんど起こらず, 衝突モデルに内在する不確実性が解析結果に与える影響は無視できる. 自由分子流においては, 空気取込過程の解析を行う上で重要となるのが, 壁面での散乱モデルである. 本解析では壁面を不活性, 非触媒性であると仮定し, 衝突粒子の壁面における熱適合係数 (accommodation factor) を γ で定義し, 壁面に衝突する粒子は確率 γ で壁面温度と平衡な Maxwell 速度分布を持つ粒子としてランダム方向に散乱され (完全拡散散乱), それ以外の場合は壁面で鏡面反射されるというモデルを用いた. この時 γ を 0 から 1 まで変化させ, また第 4 図の検討結果にもとづいて壁面温度を 150 から 500 K まで変化させることで, 壁面条件が空気取込性能に与える影響について検討した.

計算領域は衛星前方 ($0 < x < 3L_1$ かつ $\sqrt{y^2 + z^2} < 3R_2$) の領域およびインテークダクト, 放電室内部のみとし, 衛星外部領域 ($R_2 < \sqrt{y^2 + z^2}$ かつ $x < 0$) は除外した (第 2 図参照). 境界面 $R_2 < \sqrt{y^2 + z^2}$ かつ $x = 0$ においては簡単のため真空への流出条件を課した. 計算領域は $z > 0$ のみとし $z = 0$ 面においては対称条件を課したが, ABIE の飛行迎角が 0° の場合は計算時間節約のためさらに $y < 0$ を除外し $y = 0$ 面で対称条件を課した. 衛星前方では粒子はほぼ無衝突であるため, 衛星前方の計算領域の大きさが計算結果に影響を与えないことは確認されている.

空気取込効率 η_i を評価するには, 背面板 (あるいはスクリーングリッド) からのビーム引出しを考慮する必要がある. 本稿では簡単化のため粒子の電離過程や荷電粒子に働く静電力を考慮せず, ビーム引出しにおいては, 背面板に到達した粒子は透過率 η_t で背面板を透過し, それ以外は上記の壁面散乱モデルで散乱され, 背面板より下流から粒子の逆流は無いとする簡易な強制ビーム引出しモデルを採用した. このモデルでは η_t は背面板面積 ($= \pi R_3^2$) に対するスクリーングリッドのイオン捕獲面の総面積 ($\approx$ スクリーングリッド穴の総面積) の比に等しい. ビーム断面積は近似的に $\pi R_2^2 \beta \eta_t$ で与えられ, ビーム電流密度は式 (7) より

$$i = \rho v \alpha \eta_i \eta_u e / m \beta \eta_t \quad (12)$$

で与えられる.

3.2 解析結果 解析においては事前にグリッドスタディを行い, 解析結果に格子の影響が表れないように十分な格子を配置した. しかしすでに述べたように, 気流は全域でほぼ自由分子流と見なすことができるため, 格子の影響は

第 2 表 各高度における圧縮比と放電室密度 (迎角 0° , $\chi = 10$, $\gamma = 1$, $T_W = 300$, $\eta_t = 0$)

高度 (km)	圧縮比 G_0	放電室密度 (m^{-3})
140	180.1 ± 3.2	$(1.57 \pm 0.03) \times 10^{19}$
160	178.9 ± 3.2	$(6.17 \pm 0.11) \times 10^{18}$
180	176.9 ± 3.2	$(3.10 \pm 0.06) \times 10^{18}$
210	173.8 ± 3.1	$(1.36 \pm 0.02) \times 10^{18}$
240	167.4 ± 3.0	$(6.70 \pm 0.12) \times 10^{17}$

第 5 図 圧縮比に対するインテークダクト縦横比の影響 (高度 180 km , 迎角 0° , $\gamma = 1$, $T_W = 300$, $\eta_t = 0$)

ほとんど解析結果に表れない. 典型的な高度 180 km で迎角を持つ場合の解析では, 格子点数は約 43 万点程度, 粒子サンプル数は解析終了時点で 600 万程度であり, 収束までに約 50 万ステップの計算を必要とした. 流れ場の定常解はアンサンブル平均で決定され, 本解析では統計的誤差として密度に $\pm 2\%$ 程度の誤差を含んでいる. 流れ場の様子など定性的な議論は紙面の都合上割愛したが, 興味ある読者は先の報告^{5, 6)}を参照されたい. 以下, ABIE の空気取込性能について定量的な議論を行う.

3.3 密度の影響 数値解析で得られた流れ場において, 放電室内背面板中心での密度を放電室密度とし, 一様流の密度に対する放電室密度の比を圧縮比 G として定義した. 第 2 表に迎角 0° , $\chi = 10$, $\gamma = 1$, $T_W = 300$, $\eta_t = 0$ の場合の圧縮比と放電室密度を各高度について示した. 圧縮比は熱拡散速度が大きいほど低下すると考えられるため, 高度の上昇とともに気体温度が高くなり, また平均分子量が小さくなるにつれて (第 1 表参照) 圧縮比は徐々に低下する. 従って, 設計を行うレベルで正確に圧縮比を予測する場合は, 正確な大気の組成を用いる必要があるといえる. しかし定性的には, 圧縮比は高度の変化に対して鈍感である.

3.4 インテークダクト縦横比の影響 インテークダクト縦横比が圧縮比に与える影響を調べるために, 高度 180 km , 迎角 0° , $\gamma = 1$, $T_W = 300$, $\eta_t = 0$ の場合において χ を変化させて計算を行った. 第 5 図に圧縮比, 放電室密度と χ の関係を示す. 圧縮比は χ の増加とともに増加するが χ がある程度以上大きくなると圧縮比の増加は頭打ちとなる. この理由は, 流入する粒子が群速度の垂直方向に熱速度を

持っているためである．高度 180 km を例にとってみると，温度 968 K での窒素分子，酸素原子の熱速度の平均値はそれぞれ 855, 1132 m/s であり，一様流速度 7.80 km/s に対するビーム拡がり角はそれぞれ 12.5, 16.5° となり，気流はかなりの拡散ビームであることがわかる．このためダクトの縦横比がある程度以上大きくなると，粒子反射板に到達する前にダクト壁面で散乱される粒子が増加し，放電室まで到達する粒子数が相対的に減少するため，圧縮比の増加は頭打ちとなるのである．

一方 G の下限としては χ が 0 となる極限を考えれば良い．この場合，インレットに $x > 0$ の方向から流入する自由分子流の流束と，温度 T_W で熱的平衡状態にある放電室内部の気体がインレット面を $x > 0$ の方向へ通過する流束がバランスするので

$$\frac{\rho_c}{4} \sqrt{\frac{8kT_W}{\pi m}} = \rho v \quad (13)$$

これより圧縮比の下限は $G = \rho_c/\rho = 4v\sqrt{\pi m/8kT_W}$ で与えられる．高度 180 km では $G = 59$ となる．

上記の結果から，圧縮比を増加するためには χ を大きくすることが望ましいといえる．しかし χ を大きくすると式 (2) より α が減少し，式 (8), (9) より加速電圧や加速電力が増加してしまうので， α が減少しないように L_1 を大きくしなければならず，衛星全長が増加し推重比が低下してしまう．例えば $\alpha = 0.3$ の下で $\chi = 40$ を実現しようとする場合 $L_1/R_1 = 7.81$ としなければならず，衛星は極端に細長いものとなる．また次節で示すように χ を大きくすると失速迎角が低下するため，衛星の制御が困難になる．従って現実的な χ の範囲としては $5 < \chi < 20$ 程度であろう．この範囲においては圧縮比は第 5 図に示すように

$$G = G_0(0.244 + 0.330 \ln \chi) \quad (14)$$

で近似できる．ただし G_0 は第 2 表に示された基準条件で得られる圧縮比であり，高度 180 km では $G_0 = 176.9$ である．

3.5 迎角の影響 飛行迎角が圧縮比に与える影響を調べるために，高度 180 km, $\chi = 10$, $\eta_t = 0$, $\gamma = 1$, $T_W = 300$ の場合について迎角を変化させて圧縮比を求めた．結果を第 6 図に示す．解析結果によると，迎角が 5° から 10° へ増加する際に圧縮比が急激に減少していることがわかる．この現象は自由分子流が粒子反射板に到達する前にダクト壁面に衝突，散乱してしまうことに起因する．これを説明するためにダクトを縦横比が 10 の矩形で近似すると，対角線と長辺の成す角は $\arctan(1/10) = 5.7^\circ$ となる．すなわち迎角が 5.7° となるあたりから，粒子は反射板に衝突する前にダクト側壁に衝突するようになる． $\gamma = 1$ では粒子は衝突点から任意の方向に拡散してしまうため，側壁での散乱は実質的に χ が小さくなるのと同じ効果を発生する．

このように，迎角がダクトの特性角 $\arctan(1/\chi)$ 以上になると圧縮比は急減するので，衛星の運用上は注意を要する．実際には，本解析で用いたダクトは機体軸回りに曲率

第 6 図 圧縮比に対する迎角の影響 (高度 180 km, $\chi = 10$, $\gamma = 1$, $T_W = 300$, $\eta_t = 0$)

第 7 図 圧縮比に対する壁面熱適合係数の影響 (高度 180 km, 迎角 0°, $\chi = 10$, $T_W = 300$, $\eta_t = 0$)

を持っているため迎角の増加に対する圧縮比の減少は矩形ダクトの場合よりも緩やかで，第 5 図においても圧縮比の急激な低下をもたらす迎角の値はダクトの特性角 5.7° よりやや大きくなっている．失速迎角に関する制限を緩和し，かつ圧縮比を最大限に増加させる観点からは，壁面による流入粒子の散乱ができるだけ起きないように側壁の断面積を最小限とし，かつ対称性を保持するのが望ましいといえる．従って ABIE のインテークダクトの形状としては，円柱状の衛星コア回りに円筒シェルを配するという，本稿で採用した形態が望ましいといえる．外筒シェルを支持する構造部材はできるだけ小さい方が望ましい．可能であれば支持機構は放電室内部に設け，ダクト内の障害物はできるだけ取り除くべきである．

3.6 壁面条件の影響 壁面条件が圧縮比に与える影響を調べるために，高度 180 km, 迎角 0°, $\chi = 10$, $\eta_t = 0$ の場合において γ および T_W を変化させて計算を行った．結果を第 7, 8 図にそれぞれ示す．圧縮比は γ , T_W のいずれにも強く依存することがわかる．

熱適合係数は壁面の状態，材質，気体種，温度に依存するため詳細な議論は難しいが，この値を工学的に制御する

第8図 圧縮比に対する壁面温度の影響 (高度 180 km, 迎角 0° , $\chi = 10$, $\gamma = 1$, $\eta_t = 0$)

ことは容易ではなく、一般的には 0.8~1.0 の値をとると考えられている。従って第7図によると、圧縮比としては $\gamma = 1$ の場合の 87% 値を起こり得る安全側の値として用いれば良いといえよう。一方壁面温度に関する圧縮比の依存性は、DSMC 解析結果を T_W の関数として

$$G = G_0 [189/(T_W + 33) + 0.435] \quad (15)$$

と近似できる (第8図参照)。ただし $150 < T_W < 500$ K に限る。圧縮比は温度の低下とともに急激に上昇するため、できるだけ壁面温度を低下させることが運用上望ましい。

3.7 ビーム引出しの影響 以上の議論は、スクリーングリッドにおいてイオンビームの引出しを行わず、希薄気流がキャビティ内でどの程度密度上昇するか、という結果を与えたに過ぎない。実際にはスクリーングリッドからビーム引出しを行うためダクト内に一方向性の流れが生じ、この結果として放電室密度は低下する。この影響を調べるために、高度 180 km, 迎角 0° , $\chi = 10$, $\gamma = 1$, $T_W = 300$ の場合について、 η_t を変化させて圧縮比と空気取込効率 η_i を求めた。ただし η_i は、インレットからダクト内に流入する粒子の流束を Γ_0 、拡散によりインレットからダクト外に逆流する流束を Γ_1 において、 $\eta_i = 1 - \Gamma_1/\Gamma_0$ で与えた。解析結果を第9図に示す。

透過率 η_t を増加させると空気取込効率は急激に増加するのに対して、圧縮比は急激に減少する。解析結果は $\eta_t \leq 0.3$ において近似式

$$G = G_0 [1 - 0.772(1 - e^{-8.15\eta_t})] \quad (16)$$

$$\eta_i = 0.475(1 - e^{-8.15\eta_t}) \quad (17)$$

で精度良く再現できる (第9図参照)。式 (16), (17) から $\eta_t \leq 0.3$ においては

$$G = G_0 (1 - 1.625\eta_i) \quad (18)$$

が得られ、圧縮比は空気取込効率に対してほぼ線形に減少するという関係が成り立つ。すなわち圧縮比と空気取込率は相反する特性を示すため、ABIE の設計においては最適な値を選ぶ必要があるといえる。

第9図 圧縮比と空気取込効率の透過率に対する依存性 (高度 180 km, 迎角 0° , $\chi = 10$, $\gamma = 1$, $T_W = 300$)

4. 空気吸込式イオンエンジンの成立性検討

以上得られた結果をもとに、空力的な立場から ABIE の成立性について検討を行う。最適設計については本稿の範囲を越えてしまうため別稿に委ねるとして、以下では基礎的な検討に留める。まず、本解析で取扱ってきた独立な可変パラメータについて整理すると、飛行高度、 C_D , α , β , χ , θ , η_u , η_s , ϵ_o , および η_t である。これら全てを変化させると膨大な場合についての検討が必要となるため、以下の検討では $\eta_u = 0.8$, $\eta_s = 0.2$, $\epsilon_o = 0.8$ は一定とし、 $\alpha + \beta = 0.9$ とおく。抗力係数は $\gamma = 1$ に対応する理論値である $C_D = 2$ を用いる。また粒子反射板の壁温を式 (15) の T_W として用い、現実的な収束角として $\theta = 45^\circ$ とする。以上の条件下で、各高度において形状パラメータ α , χ , および透過率 η_t を変化させた場合の放電室密度、イオンビーム電流密度、加速電圧、および衛星の単位断面面積当たり必要な加速電力 ($p_A \equiv P_A/\pi R_2^2$) を評価することにする。

4.1 放電室密度条件 各高度において第1表により大気組成、密度、温度、および軌道速度が決まるので、式 (11) により T_W が一意的に決まる。飛行迎角 0° の場合の圧縮比は、式 (14), (15), (16), および γ に関する考察から

$$G = 0.87G_0 (0.244 + 0.330 \ln \chi) \times [189/(T_W + 33) + 0.435] \times [1 - 0.772(1 - e^{-8.15\eta_t})] \quad (19)$$

により与えられるとすると、各高度における放電室密度 ($= \rho G$) は結局 χ と η_t のみに依存する。これにもとづいて放電室密度を計算した結果を第3表に示す。ただし式 (19) は $\eta_t = 0.4$ でも成り立つと仮定し、また失速迎角を考慮して χ の最大値は 20 とした。これに対応する失速迎角は $\arctan(1/20) = 2.9^\circ$ となる。

HAYABUSA でも用いられているマイクロ波放電型のイオンエンジンを例にとると、イオンエンジンの適正な運用を行うためには放電室密度が $10^{18} \sim 10^{19} \text{ m}^{-3}$ である必要

第 3 表 放電室密度一覧

高度 (km)	χ	放電室密度 ^a (m^{-3})			
		$\eta_t = 0.1$	0.2	0.3	0.4
140	5.0	5.59^{+18}	3.72^{+18}	2.90^{+18}	2.53^{+18}
140	10.0	7.24^{+18}	4.82^{+18}	3.75^{+18}	3.28^{+18}
160	5.0	2.42^{+18}	1.61^{+18}	1.25^{+18}	1.09^{+18}
160	10.0	3.13^{+18}	2.09^{+18}	1.62^{+18}	1.42^{+18}
160	15.0	3.55^{+18}	2.36^{+18}	1.84^{+18}	1.61^{+18}
180	5.0	1.29^{+18}	8.59^{+17}	6.68^{+17}	5.84^{+17}
180	10.0	1.67^{+18}	1.11^{+18}	8.66^{+17}	7.56^{+17}
180	20.0	2.05^{+18}	1.37^{+18}	1.06^{+18}	9.28^{+17}
190	10.0	1.27^{+18}	8.48^{+17}	6.59^{+17}	5.76^{+17}
190	15.0	1.44^{+18}	9.61^{+17}	7.47^{+17}	6.53^{+17}
190	20.0	1.56^{+18}	1.04^{+18}	8.09^{+17}	7.07^{+17}
200	10.0	9.87^{+17}	6.57^{+17}	5.11^{+17}	4.46^{+17}
200	15.0	1.12^{+18}	7.45^{+17}	5.79^{+17}	5.06^{+17}
200	20.0	1.21^{+18}	8.07^{+17}	6.28^{+17}	5.48^{+17}

^a 5.59^{+18} という表記は $5.59 \times 10^{+18}$ の意味。

がある．第 3 表によると，高度 140 km ではいずれのケースでも密度が 10^{18} より十分に大きく，放電室密度に対する制約は発生しない．高度が上昇すると密度 10^{18} m^{-3} を達成できるケースが限られるようになり，高度 200 km より高高度では $\chi \leq 20$ で十分な密度を達成できなくなる．

4.2 加速電圧とビーム電流密度条件 次に各高度における加速電圧，単位断面積当たりの加速電力，イオンビーム電流密度であるが， η_t が式 (17) より η_t の関数となるため，これらは χ には依存せず α および η_t のみに依存する．そこで各高度におけるこれらの値を η_t と α を変化させて計算した．一般的なイオンエンジンを例にとり，加速電圧として 1 kV 以下，ビーム電流密度として 4 mA/cm^2 以下という条件を設け，この条件を満足させる η_t と α の組み合わせを検索した結果を第 4 表に示す．

一般に α の増加とともに加速電圧は減少するが電流密度は増加し，また η_t の増加とともに加速電圧と電流密度はともに減少する．従ってできるだけ大きな η_t をとることが望ましいが，第 3 表に示すように密度の制約から各高度で許容される η_t の最大値は決まっているため，各高度において加速電圧・ビーム電流密度条件を満足できる α , η_t の範囲には限りがあることになる．高度 140 km では $\eta_t \leq 0.3$ において条件を満足できる解は存在せず， $\eta_t = 0.4$ の時に $\alpha = 0.25$ で条件が満足されている．ただし高度 140 km においては第 3 表に示すように密度にまだ十分な余裕があるため本解析で検討していない $\eta_t > 0.4$ も許容されると考えられ，このような η_t については α のより広い範囲について加速電圧・ビーム電流密度条件が満足されると推察される．高度 160, 180 km においては条件を満足する η_t や α の範囲は広く，高度が上昇するにつれて許容される η_t の範囲が狭くなり，結果として条件を満足できる場合が限られるようになる．

4.3 ABIE の基本仕様 以上の結果にもとづいて ABIE の基本的な仕様を検討してみる．空気力学的な立場からは，ABIE は高度 140 ~ 200 km で成立可能であると

第 4 表 加速電圧，単位断面積当たりの加速電力，およびイオンビーム電流密度一覧

高度 (km)	η_t	α	V_A (V)	p_A (kW/m^2)	i (mA/cm^2)
140	0.3	0.20	1612.7	12.26	3.62
140	0.3	0.25	1032.2	9.80	4.87
140	0.4	0.20	1454.7	11.64	2.86
140	0.4	0.25	931.0	9.31	3.85
140	0.4	0.30	646.5	7.76	5.00
160	0.1	0.25	2649.0	6.05	3.51
160	0.1	0.30	1839.6	5.04	4.57
160	0.2	0.25	1272.8	4.19	2.54
160	0.2	0.30	883.9	3.50	3.30
160	0.2	0.35	649.4	3.00	4.19
160	0.3	0.20	1541.6	4.62	1.43
160	0.3	0.25	986.6	3.69	1.92
160	0.3	0.40	385.4	2.31	3.99
160	0.3	0.45	304.5	2.05	4.99
160	0.4	0.20	1390.5	4.38	1.13
160	0.4	0.25	889.9	3.51	1.52
160	0.4	0.45	274.7	1.95	3.94
160	0.4	0.50	222.5	1.75	4.93
180	0.1	0.35	1296.2	2.10	2.95
180	0.1	0.40	992.4	1.84	3.71
180	0.1	0.45	784.1	1.64	4.64
180	0.2	0.25	1220.7	2.04	1.29
180	0.2	0.30	847.7	1.70	1.67
180	0.2	0.45	376.8	1.13	3.34
180	0.2	0.50	305.2	1.02	4.18
180	0.3	0.20	1478.5	2.25	0.72
180	0.3	0.25	946.3	1.80	0.97
180	0.3	0.55	195.5	0.82	3.98
180	0.3	0.60	164.3	0.75	5.06
190	0.1	0.35	1270.1	1.54	2.21
190	0.1	0.40	972.4	1.35	2.78
190	0.1	0.45	768.3	1.20	3.47
190	0.1	0.50	622.4	1.08	4.34
190	0.2	0.25	1196.1	1.50	0.96
190	0.2	0.30	830.7	1.25	1.25
190	0.2	0.55	247.1	0.68	3.93
190	0.2	0.60	207.7	0.62	5.01
200	0.1	0.35	1244.9	1.16	1.69
200	0.1	0.40	953.1	1.01	2.13
200	0.1	0.50	610.0	0.81	3.32
200	0.1	0.55	504.1	0.74	4.18

予測される．高度 140 km においては雰囲気密度が高いことから，できるだけ失速迎角に余裕があるように χ を小さくすることが可能で，また η_t をできるだけ大きくして加速電圧とビーム電流密度を下げるほうが良い．高度 200 km では逆にできるだけ χ を大きくして高圧縮比を実現し，許容される η_t の上限値の中で最適の α を選択する．高高度では α の最適値は，低高度の場合よりも大きな値となる（第 4 表参照）．以上の基準に従い，ABIE が実現可能な仕様を第 5 表に示した．低高度では χ と α はともに小さく，逆に η_t は大きい，高度が上がるにつれ χ と α は大きくなり， η_t は小さくしなければならない．従って衛星は縦長となりダクトの幅も広がる．衛星の直径を 1 とし

第5表 ABIE 基本仕様 ($C_D = 2$, $\eta_a = 0.8$, $\eta_s = 0.2$, $\epsilon_o = 0.8$, $\beta = 0.9 - \alpha$, および $\theta = 45^\circ$)

高度 (km)	α	χ	η_t	放電室密度 ^a (m^{-3})	V_A (V)	p_A (kW/m^2)
140	0.25	10.0	0.4	3.28^{+18}	931.0	9.31
160	0.30	10.0	0.2	2.09^{+18}	883.9	3.50
180	0.40	10.0	0.1	1.67^{+18}	992.4	1.84
190	0.40	15.0	0.1	1.44^{+18}	972.4	1.35
200	0.40	20.0	0.1	1.21^{+18}	953.1	1.01

^a 3.28^{+18} という表記は $3.28 \times 10^{+18}$ の意味。

第10図 ABIE 形状イメージ

た場合の高度 140 km, 200 km の ABIE の形状イメージを第 10 図に示す。高度 140 km では $\chi = 5$ も可能であるが、衛星がいたずらに小さくなってしまいうことから $\chi = 10$ を選択している。

最後に ABIE の加速電力について検討を行う。衛星が太陽同期軌道を採用すると、太陽光を受けることのできる衛星の投影面積はおよそ $2R_2\chi(R_2 - R_1)$ で与えられる。太陽電池の効率を 0.2 とおくと、衛星側面に取り付けられた太陽電池から供給される総電力は $0.4P_s\chi R_2(R_2 - R_1)$ となり、必要な加速電力 ($= \pi R_2^2 p_A$) に対する比を ζ で定義すると $\zeta = 175\chi(1 - \sqrt{1 - \alpha})/p_A$ となる。第 5 表を用いて ζ を計算すると、高度 200, 190, 180, 160, 140 km においてそれぞれ $\zeta = 0.78, 0.44, 0.21, 0.082, 0.025$ となり、すべて 1 より小さい。このことから、加速に必要な電力は側壁の太陽電池だけでは供給できず、別途太陽電池パドルが必要となることがわかる。また高度が低下するにつれて ζ は急激に低下することから、低軌道では衛星規模と比較してかなり大きな太陽電池パドルが必要となることがわかる。例えば高度 180 km では衛星投影面積の $1/0.21 - 1 = 3.8$ 倍のパドルが必要となる。

第 1 図に示すようにパドル面は流れに平行に配置されるため、迎角 0° の場合はパドル面積の増加に比例して大気抗力が增大することはないが、迎角がある場合はパドル面積に比例した誘導抵抗が発生することになり、式 (4) の近似が正確でなくなる。また、大きな電力器機が必要となり、重量・構造・制御の問題も発生すると予想される。今回の

解析では衛星の制御方法や電力に関する検討不十分であるため、これ以上の議論を行うことができない。今後、低軌道での成立性については、電力・構造・制御の問題も含めて、より詳細な検討を行う必要がある。

5. ま と め

空気吸込式イオンエンジン (ABIE) の実現性を検討するために、空気力学的な観点から基礎条件を整理し、DSMC 法による空気取込過程の数値解析を行って空気取込性能を評価した。圧縮比は雰囲気ガス組成に依存するものの高度に対する感度は低く、ダクト縦横比が 10 の場合、高度 140 ~ 210 km では 174 ~ 180 程度であった。圧縮比はダクト縦横比、壁面温度、壁面の熱適合係数、スクリーングリッド透過率に依存することがわかり、この関係を評価式で表した。また、迎角がダクト縦横比の特性角以上になると圧縮比は急激に低下することがわかった。この特性角は ABIE の失速角に相当する。

以上の結果を用いて ABIE の成立性を議論した結果、空気力学的な観点からは ABIE は高度 140 ~ 200 km で実現可能であると予想された。しかし高度 180 km 以下では必要電力が増加し、構造・制御・電力という他の制約条件が重要となる可能性が示唆され、今後の検討課題となった。

参 考 文 献

- 1) Nishiyama, K.: Air Breathing Ion Engine Concept, Proc. of 54th International Astronautical Congress, IAC-03-S4-02, Bremen, Germany, 2003.
- 2) Nishiyama, K.: Air Breathing Ion Engine, Proc. of 24th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2004-o-3-05v, Miyazaki, Japan, 2004.
- 3) 宇宙科学研究所: M-V-5/MUSES-C 飛翔実験計画書, SES-TD-02-006, 宇宙科学研究所 SES データセンター, 2003.
- 4) Drinkwater, M. R., Floberghagen, R., Haagmans, R., Muzi, D. and Popescu, A.: GOCE: ESA's First Earth Explorer Core Mission, Earth Gravity Field from Space—From Sensors to Earth Sciences, Beutler, G. B., Drinkwater, M. R., Rummel, R. and von Steiger, R., eds., Space Sciences Series of ISSI, Vol. 18, Kluwer Academic Publishers, London, 2003, pp. 419-432.
- 5) 藤田和央, 西山和孝: 空気取込み式イオンエンジンの空気取込み性能の数値解析, 日本流体力学会年会 2003 講演論文集, 論文番号 C-325, 2004.
- 6) 藤田和央, 西山和孝: エアブリージングイオンエンジンの空気取込性能評価, 日本機械学会流体工学部門講演会論文集, 論文番号 703, 2003, p. 95.
- 7) Hedin, A. E.: MSIS-86 Thermospheric Model, J. Geophys. Res., **92** (1987), pp. 4649-4662.
- 8) 上村邦夫, 佐賀達男, 松谷壽信: 宇宙用単結晶シリコン太陽電池, シャープ技報, 70 号, 1998, pp. 59-64.
- 9) Fujita, K., Inatani, Y. and Hiraki, K.: Assessment of Dynamic Stability of Blunt-Body Capsules in Hypersonic Rarefied Regime, J. Spacecraft Rockets (in press).
- 10) Fujita, K., Inatani, Y. and Hiraki, K.: Assessment of Dynamic Stability of MUSES-C Capsule in Hypersonic Rarefied Regime, AIAA Paper 2003-3893, 36th IAA Thermophysics Conference, 2003.
- 11) Bird, G. A.: Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows, Clarendon Press, Oxford, 1994.