

宇宙工学シリーズ 8

---

# イオンエンジンによる 動力航行

工学博士 荒川 義博 監修

工学博士 國中 均

博士(工学) 中山 宜典 共著

博士(工学) 西山 和孝

コロナ社

---

---

## 宇宙工学シリーズ 編集委員会

編集委員長 高野 忠 (宇宙航空研究開発機構)

編集委員 狼 嘉彰 (慶應義塾大学)

(五十音順) 木田 隆 (電気通信大学)

柴藤 羊二 (元 宇宙航空研究開発機構)

---

---

(2006年10月現在)

## 刊行のことは

宇宙時代といわれてから久しい。ツィオルコフスキーやゴダードのロケットから始まり、最初の人工衛星スプートニクからでも40年以上の年が経っている。現在では年に約100基の人工衛星用大形ロケットが打ち上げられ、軌道上には1600個の衛星が種々のミッション（目的）のために飛び回っている。

運搬手段（ロケット）が実用になって最初に行われたのは宇宙研究であるが、その後衛星通信やリモートセンシングなどの宇宙ビジネスが現れた。当初は最小限の設備を宇宙まで運ぶのがやっとという状態であったが、現在では人工衛星の大形化が進められ、あるいは小形機が頻りに打ち上げられるようになった。またスペースシャトルや宇宙基地により、有人長期ミッションが可能になっている。さらに最近では、国際協力のもとに宇宙基地建設が進められるとともに、宇宙旅行や他天体の資源開発が現実の話題に上りつつある。これを可能にするためには、新しい再使用型の宇宙輸送機が必要である。またそれとともに宇宙に関する法律や保険の整備も必要となり、にわかには宇宙関係の活動領域が広まってくる。本当の宇宙時代は、これから始まるのかもしれない。

このような宇宙活動を可能にするためには、宇宙システムを作らなければならない。宇宙システムは「システムの中のシステム」といえるくらい、複雑かつ最適化が厳しく追求される。実に多くの基本技術から成り立ち、それを遂行するチームは、航空宇宙工学、電子工学、材料工学などの出身者が集まって構成される。特にミッション計画者や衛星設計者は、これらの基本技術のすべてに見識をもっている必要があるといっても過言ではない。また宇宙活動の技術分野からいえば、ロケット、人工衛星、宇宙基地あるいは宇宙計測・航法のような基盤技術と、衛星通信やリモートセンシング、無重力利用などのような応用分野とに分けることもできる。この宇宙システムを利用するためにも、幅広

## ii 刊行のことば

い知識・技術が必要となる。

本「宇宙工学シリーズ」は、このような幅広い宇宙の基本技術を各分冊に分けて網羅しようというものである。しかも各分野の最前線で活躍している専門家により、執筆されている。これまでわが国では、個々の技術書・解説書は多く書かれているが、このように技術・理論の観点から宇宙工学全体を記述する企画はいまだない。さらに言えば世界的にも前例がほとんど見当たらない。

これから、ロケットや人工衛星を作って宇宙に飛ばしたい人、それらを使って通信やリモートセンシングなどを行いたい人、宇宙そのものを研究したい人、あるいは宇宙に行きたい人など、おのおのの立場で各分冊を見ていただきたい。そして、そのような意欲的な学生や専門技術者、システム設計者の方々の役に立つことを願っている。

2000年7月

編集委員長 高野 忠

## まえがき

イオンエンジンは80年代の停滞期を乗り越えて、「深宇宙動力航行」という活躍の場を得た。そして今日、マイクロ波放電式イオンエンジン $\mu 10$ は、「はやぶさ」小惑星探査機を目的天体「いとかわ」にランデブーさせた。この新型イオンエンジンは、栗木恭一宇宙科学研究所名誉教授の指導により1980年代後半に研究着手し、多くの大学院学生の研究課題として性能改善が図られてきた。宇宙機器化にあっては、都木恭一郎教授の指揮の下、清水幸夫主任開発員・船木一幸助教授（宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部）・堀内康男氏（NEC東芝スペースシステム）らの献身的な努力が傾けられた<sup>†</sup>。そして川口淳一郎教授<sup>1</sup>の強力な主導によって「はやぶさ」の宇宙運用が遂行されている。関係者のご努力・ご協力に敬意を表したい。

本書は、はやぶさ小惑星探査機へ応用された $\mu 10$ イオンエンジンを基調に、電気推進の詳細な解説を行う。関係式の導出にはその経過も含めて説明を施した。まず、1章では、化学推進を含み電気推進の概要を述べる。2章から4章でイオンエンジンの機構や物理を解説する。ここでは、中性ガスやイオンの流れに沿って、イオン生成、静電加速、中和の順序で記す。5章では、ハードウェアの研究開発に有効となるように、地上実験技術を説明する。電気推進システムや宇宙機システムの質量特性に関して、6章で記述する。電力や質量について、システム全体に対する電気推進の占める割合が理解される。電気推進の応用が期待される軌道変換手法に関し、7章に多くのページを割いた。宇宙軌道設計を志す学生・技術者に参考になるであろう。そして、はやぶさ小惑星探査機を例に、電気推進を搭載する宇宙機システムの開発や運用の実際を、8

<sup>†</sup> 所属・肩書きは本書編集時のものである。

章・9章に細述する。電気推進を利用する現場関係者には有用となろう。電気推進全般を記述した既刊本「電気推進ロケット入門」(東京大学出版会, 2003年)と併せて一読いただければ, 価値が高まるに違いない。

電気推進は, さらにその技術を先鋭にして, 地表の柵から人類を解放し, 「知」と「活躍」の地平を宇宙に拡大させる使命を担っている。本書が究極の宇宙推進実現に寄与できることを期待する。

「はやぶさ」小惑星探査機, 「いとかわ」到着の日に記す。

2005年9月

著 者

# 目 次

## 1. 推 進 概 要

1.1 宇宙飛翔と排気速度 .....	1
1.2 化学推進 .....	3
1.3 電気推進 .....	4
1.3.1 レジストジェット .....	5
1.3.2 DC アークジェット .....	6
1.3.3 MPD アークジェット .....	7
1.3.4 PPT .....	8
1.3.5 ホールスラスタ .....	8
1.3.6 イオンエンジン .....	10
1.3.7 FEEP .....	12
1.4 指標パラメータ .....	13
1.4.1 推力と比推力 .....	13
1.4.2 推進効率と推力電力比 .....	14
1.4.3 トータルインパルス .....	18
1.5 歴史的経緯 .....	18
1.6 はやぶさ小惑星探査機 .....	20
1.7 電気推進の将来 .....	23



## 2. イオン生成

2.1 各種イオン源と電子加速方式	26
2.1.1 直流放電式イオン源	26
2.1.2 高周波放電式イオン源	28
2.1.3 マイクロ波放電式イオン源	29
2.2 磁場による電子の閉込め	32
2.3 励起・電離・再結合反応	33
2.3.1 励起・電離	33
2.3.2 イオン損失および電子損失	35
2.4 イオン移送	36
2.5 イオン生成コスト	37
2.5.1 直流放電式イオン源のイオン生成コスト	37
2.5.2 マイクロ波放電式イオン源のイオン生成コスト	44
2.6 消費電力と推進剤利用効率	46
2.7 内部損耗	48

## 3. 静電加速

3.1 グリッドシステム	50
3.2 1次元イオン加速・減速解析	51
3.2.1 静電加速	52
3.2.2 電荷密度、電流密度および電流	53
3.2.3 ポアソン方程式および空間電荷	53
3.2.4 空間電荷制限則	54
3.2.5 スクリーン・アクセルグリッド間電位および電界	55
3.2.6 アクセル・ディセルグリッド間電位および電界	56
3.3 引出し原理	58



3.3.1	イオンシース	59
3.3.2	イオン飽和電流密度	61
3.3.3	静電加速長さ	61
3.4	イオンビーム	61
3.4.1	グリッド形状	61
3.4.2	パービアンス	62
3.4.3	グリッド孔配置	64
3.5	中性粒子流れ	66
3.5.1	自由分子流	66
3.5.2	推進剤利用効率	67
3.6	絶縁破壊	68
3.7	グリッド損傷と対策	69
3.7.1	スパッタリング	69
3.7.2	高速イオン直撃によるアクセルグリッド損耗	70
3.7.3	電荷交換イオンによるアクセルグリッド損耗	70
3.7.4	グリッド材	72
3.8	グリッド設計	73
3.9	数値計算	74
3.9.1	計算手法	74
3.9.2	計算コード	76
3.10	グリッド支持部	77

## 4. 中 和

4.1	各種中和器	81
4.1.1	フィラメント	82
4.1.2	電界放出	82
4.1.3	ホローカソード	83
4.1.4	マイクロ波放電式中和器	85

4.2	イオンビーム中和	88
4.3	プラズマ接触	93
4.4	雑音	95
4.4.1	マイクロ波放電式中和器の雑音	96
4.4.2	雑音の発生機構	98

## 5. 地上試験

5.1	イオンエンジン地上試験装置	99
5.1.1	真空装置	99
5.1.2	イオンエンジン駆動系	103
5.1.3	自動制御系	105
5.2	イオンエンジン組立	107
5.2.1	マイクロ波電源	107
5.2.2	ガス絶縁器	108
5.2.3	DCブロック	110
5.2.4	シールド	110
5.3	推力測定	111
5.3.1	スラストスタンド	111
5.3.2	ビーム特性化	113
5.4	イオン源性能	118

## 6. 宇宙利用への最適比推力

6.1	最適比推力の導出	122
6.2	質量と電力の設計	126
6.3	電気推進の電力・質量の特性化	129

## 7. 宇宙動力航行

7.1 座標と運動方程式 .....	133
7.1.1 座 標 .....	133
7.1.2 座 標 変 換 .....	134
7.1.3 軌道運動方程式 .....	136
7.1.4 ホーマン型軌道遷移 .....	139
7.1.5 ランベルトの定理 .....	140
7.1.6 バッティンの定理 .....	142
7.1.7 ヒル方程式 .....	143
7.2 深宇宙動力航行 .....	145
7.2.1 深宇宙遷移軌道投入 .....	145
7.2.2 $\Delta$ VEGA .....	148
7.2.3 地球スイングバイ .....	151
7.2.4 インパルス $\Delta$ VEGA .....	152
7.2.5 電気推進 $\Delta$ VEGA .....	156
7.2.6 火星・金星接近速度低減のための EP $\Delta$ VPGA .....	162
7.3 静止衛星の南北制御 .....	163
7.3.1 外 力 .....	164
7.3.2 軌道修正の実際 .....	169
7.3.3 全電化静止衛星 .....	174
7.4 軌道間輸送 .....	175
7.4.1 古典的手法 .....	175
7.4.2 円スパイラル .....	176
7.4.3 楕円スパイラル .....	180
7.4.4 軌道傾斜角変更 .....	183
7.4.5 軌道間輸送比較 .....	185
7.5 ラグランジュ点維持 .....	189

## 8. 宇宙機システムと電気推進

8.1 宇宙機システム構成	194
8.1.1 姿勢制御	194
8.1.2 熱設計	198
8.1.3 電力設計	198
8.1.4 通信	202
8.1.5 プラズマ干渉対策	202
8.2 電気推進システム構成	210
8.2.1 電源	212
8.2.2 グランド	214
8.2.3 推進剤種類	215
8.2.4 貯蔵タンク	217
8.2.5 流量制御	221
8.2.6 運転制御	223
8.3 開発試験	223
8.3.1 耐久試験	223
8.3.2 電磁干渉試験	225
8.3.3 EMI 地上評価試験	227
8.3.4 通信波とブルームの干渉試験	229
8.3.5 熱真空環境試験	229
8.3.6 ビーム噴射試験	230
8.4 射場作業	231
8.4.1 推進剤充填	231

## 9. イオンエンジンの宇宙運用

9.1 追跡管制	235
----------	-----

9.2 軌道決定	237
9.3 軌道計画	240
9.4 はやぶさ小惑星探査機の巡航運用	240
9.5 イオンエンジンの運転	241
9.5.1 ペーキング	241
9.5.2 推力測定	243
9.5.3 中和器のクロストーク	243
9.5.4 スロットリング	244
9.5.5 電力リップルの圧縮	246
9.5.6 グリッド間異物除去	246
9.5.7 IES アンローディング	247
9.5.8 深宇宙動力航行	249
付 録	250
略 語 集	251
引用・参考文献	254
索 引	269

# 1

## 推 進 概 要

イオンビームを噴射して宇宙機に推力を与える「イオンロケット」という言葉が初めて登場したのは、H. Raddの1945年の論文<sup>(1)†</sup>とされている<sup>(2)</sup>。プラズマ物理学の大家L. Spitzer<sup>(3)</sup>がイオンロケットの物理を確立し、そしてE. Stuhlinger<sup>(4)</sup>らがイオンロケットのさまざまなコンポーネントの研究を重ねた。1950年代に、イギリスの物理学者H. Peter-Thomasは、原子力発電をエネルギー源とした宇宙船を利用して、資源豊富な小惑星を地球へ輸送するアイデアを発表した<sup>(5)</sup>。彼は低推力で長期間加速する高周波放電式イオンロケットが小惑星を地球へ輸送するために最も経済的な手段であると結論している。その後およそ半世紀を経たいまも、彼の壮大な輸送計画は実現していない。しかし、小惑星への旅は、マイクロ波放電式イオンエンジンを搭載した「はやぶさ」<sup>(6)</sup>小惑星探査機によって現実となった。本章では、排気速度の高速化の重要性を説明したうえで、加速方法の分類を行う。そして各種電気推進を簡潔に紹介する。つぎに電気推進の性能を評価するための指標パラメータを解説し、電気推進発展の歴史・はやぶさ小惑星探査機およびミッションの概要、続けて将来性に関して記述を進める。

### 1.1 宇宙飛翔と排気速度

人工衛星や人工惑星は、中心力場にてケプラー運動を行う。運動エネルギーと位置エネルギーの和は保存され、その量は  $C_3$  を用いて

$$\frac{V_{sc}^2}{2} - \frac{\mu}{r} = \frac{C_3}{2} \quad (1.1)$$

† 肩付数字は巻末の引用・参考文献番号を示す。



## 2 1. 推 進 概 要

式(1.1)の各項に運動体の質量を掛ければ、左辺第1項が運動エネルギー、第2項が位置エネルギーを表すことがわかる。ここで、 $V_{sc}$ は宇宙機の速度、 $\mu$ は中心天体の重力定数、 $r$ は中心天体との距離を示す。宇宙の別の場所や天体に移動するには、初期軌道から特定の軌道に移行することになる。これは軌道エネルギーに相当する  $C_3$  を変更することに他ならず、そのためには宇宙機の速度を変化させなければならない。例えば半径  $r_1$  の円軌道から  $r_2$  の円軌道に移行する場合、 $C_3$  を変化させるために  $V_{sc}$  を増減速する。それはちょうど射出型ジェットコースターのごとく、出発点にて初速を与えることによって、位置エネルギーの高い場所まで移動させることになぞらえる。この例では、運動エネルギーと位置エネルギーの合計を増大させる移動方法の説明であったが、逆に減少させる場合も同様に速度変化をもって行われる。地球表面における運動では、摩擦や大気抵抗によって速度を失うことは容易であるが、宇宙においては当てはまらない。宇宙飛翔速度の増減速、つまり軌道速度変更（軌道マヌーバ、軌道変換）を行うには、ロケット・推進機・スラスタが用いられる。

重力や空気抵抗がなく、途中で燃料や推進剤の補給なしという条件下でロケットの運動を考える。燃料などを含めた総質量  $M_{sc}$  の宇宙機が、ロケット推力  $F$  にて  $V_{sc}$  の速度で飛翔する場合の運動方程式は

$$F = M_{sc} \frac{dV_{sc}}{dt} \quad (1.2)$$

推力  $F$  は、推進剤流量  $-dM_{sc}/dt$  と平均排気速度  $\bar{v}_{ex}$  を用いて表現される。

$$F = -\bar{v}_{ex} \frac{dM_{sc}}{dt} \quad (1.3)$$

ここで推進剤流量は、宇宙機の質量変化率の符号を反転させたものに等しいことを付け加える。また排気速度は時間的に一定と考える。式(1.2)と式(1.3)から次式を得る。

$$\Delta V = \bar{v}_{ex} \ln \frac{M_i}{M_f} \quad (1.4)$$

ロケット噴射前後の質量を  $M_i$  と  $M_f$ 、速度変化を  $\Delta V$  と表す。 $M_i$  と  $M_f$  の差は、燃料または推進剤消費量  $M_{pp}$  であるので



$$M_{pp} = M_i \left[ 1 - \exp\left(-\frac{\Delta V}{\bar{v}_{ex}}\right) \right] \quad (1.5)$$

ここで得た式(1.4)または式(1.5)を、ロケット方程式またはツィオルコフスキー (Tsiolkovskiy) の式と呼ぶ。 $\Delta V$  は軌道変換量の大きさを表し、軌道設計に重要なパラメータである。特定の  $\Delta V$  に対し、大きな最終質量を目的地に到達させること、つまり燃料 (または推進剤) 消費が少ないことが、性能の高い宇宙推進機関といえる。そのためには、高い平均排気速度・高比推力 (式(1.13)参照) が求められる。

## 1.2 化学推進

宇宙推進機関は、推進剤にエネルギーを注入し速度を与えて一方向に噴射し、その反動で宇宙機を加速する。式 (1.3) より、推力は単位時間当りに放出される運動量と考えることができ、その質量を担うものが推進剤である。エネルギー源に化学燃焼を利用する場合、燃焼後の生成物を推進剤として利用する。質量と共に、加速のための化学エネルギーを内在するものとして、燃料 (正確には燃料と酸化剤) という表現を本書では用いる。燃料単位質量当りの化学エネルギー量は化学物質に固有の値で、自ずと上限があり、これが性能限界の一つの理由である。燃焼によって発生したエネルギーにて推進剤の温度を上昇させ、粒子の熱速度を高めて、これを排気速度に転換する。高温ガスを保持する容器の耐熱性が、限界の二つ目の理由となる。方向性のないランダムな熱速度成分をラバールノズルを通過させる過程で、粒子・粒子間の衝突を利用して一方向へそろえていく。この加速機構を「空気力学的加速 (aerodynamic acceleration)」という (図 1.1)。化学エネルギーと空気力学的加速を利用するこの方式を「化学推進」と呼ぶ。化学推進では、燃料がエネルギー発生と推進剤としての役割の双方を担うので、簡便で信頼性の高い宇宙システムが実現されるが、推進性能は制限され、排気速度 5 000 m/s、比推力 500 秒がおよその上限となる。

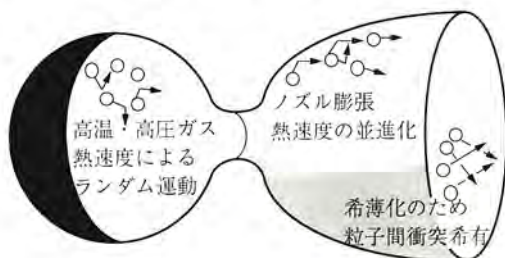


図 1.1 空気力学的加速

### 1.3 電 気 推 進

化学推進よりさらに高速排気を得るスラスト方式を、本書は主題としている。広義には「先進型推進」であり、その推力発生に化学反応を直接利用しないという意味で「非化学推進」という名称も用いられる。具体的な加熱・加速手法として電気を用いるので、狭義には「電気推進」と呼ばれる<sup>(7)</sup>。太陽光や別のパワープラントから伝送されるレーザーやマイクロ波を利用して、これをエネルギー源とし、化学エネルギーには頼らずに推進剤を加速排気する。電気推進の特徴は

- (1) エネルギー源と推進剤を個別に調達し、任意割合で調合する。
- (2) 推進剤に化学的に不活性な物質を利用する。
- (3) 加熱や加速に電熱的・静電的・電磁的手法を応用する。

化学推進より速い排気を得るために、電氣的加熱を利用してさらに高温ガスを製造し、空気力学的加速を行う。この方式を「電熱加速 (electro-thermal acceleration)」と呼ぶ。気体の高温化を進めると遂には解離・励起・電離といった相変化をもたらし、潜熱を奪われるため粒子熱速度の向上が望めず、またノズル膨張の過程で粒子が速くなると質量保存の法則から密度低下を起こし、粒子・粒子間の衝突頻度が維持できず一方向性が難しくなる（凍結流損失）。電熱加速では、排気速度において、10 000 m/s（比推力 1 000 秒）が上限である。つぎなる高速化の手段は、粒子を電離したうえで、電磁力や静電力を直接作用させることである。前者を「電磁加速 (electro-magnetic acceler-

ation)」、後者を「静電加速 (electro-static acceleration)」と呼ぶ<sup>(8)</sup>。

電気推進の総覧を表 1.1 に示す。左から比推力の低い順に、各種電気推進の型式を並べ、加速機構や性能指標、特徴を簡潔にまとめる。以降には、各型式についてその特徴を述べる。

表 1.1 代表的電気推進

スラスタ 名 称	レジスト ジェット	DC アーク ジェット	MPD アー クジェット	PPT	ホー ル スラスタ	イオン エンジン	FEEP
加速方式	電熱加速	電熱加速	電熱加速 電磁加速	電熱加速 電磁加速	電磁加速 静電加速	静電加速	静電加速
電 力	400 W～ 1 kW	300 W～ 30 kW		1 W～ 200 W	300 W～ 10 kW	200 W～ 5 kW	100 W
比 推 力	300 秒	500 秒	1 000 秒	1 000 秒	1 500 秒	3 000 秒	10 000 秒
推力電力 比	500 mN/kW	100 mN/kW	20 mN/kW	30 mN/kW	50 mN/kW	30 mN/kW	10 mN/kW
推 進 剤	ヒドラジン	ヒドラジン アンモニア	ヒドラジン アンモニア	テフロン	キセノン	キセノン	セシウム インジウム
出口部プ ラズマ密 度		$1 \times 10^{17} \text{m}^{-3}$	$1 \times 10^{19} \text{m}^{-3}$		$1 \times 10^{16} \text{m}^{-3}$	$1 \times 10^{17} \text{m}^{-3}$	
発散半頂角	20°	20°	20°		40°	20°	
応用分野	南北制御 軌道離脱	南北制御		姿勢制御 相対位置 制御	南北制御 深宇宙動 力航行	南北制御 深宇宙動 力航行	姿勢制御 相対位置 制御
主な型式	MR501	MR510	EPEX	ETS-VI	SPT100 PPS1350 D-55	NSTAR XIPS13 $\mu 10$	
考慮する べき現象	熱輻射	熱輻射	通信干渉 熱輻射	表面汚染 通信干渉	スパッタ リング 帯電 回転トルク	スパッタ リング 帯電 放電	スパッタ リング 表面汚染

### 1.3.1 レジストジェット

レジストジェットの構成概念を図 1.2 に示す。電気ヒータにより推進剤を加熱して高温高圧ガスとした後、ラバールノズルを通過させて超音速加速して排

# 索引

## 【あ】

アーク放電	213
アウトリーチ	107
アクセル電流	63,242
油拡散式ポンプ	99
安全率	221
アンモニア	215
アンローディング	128,174,196,247

## 【い】

イオンエンジン	5,18, 100,129,215,249
イオン音波	98
イオンシース	59
イオン生成	10,15
イオン生成コスト	15,26, 27,37,40,44,48,118
イオン電流	16
イオンビーム電流	67
イオン飽和電流	61,204
イオンロケット	1
一次電子	26,32,34,37,42,48
異物	11,28, 49,70,72,214,246
インパルス	133,139, 148,161,170,184

## 【う】

臼田宇宙空間観測所	235
宇宙機電力質量モデル	122
宇宙船	24
宇宙帯電	202

## 【え】

エアロック室	102
液化充填装置	233
遠隔監視	101
遠心力	144
円スバイラル	185

## 【お】

オイラー力	144
オージェ中和過程	87

## 【か】

回転座標	134
回転トルク	5
カウフマン型	10,20,27,33
化学推進	3
ガス絶縁器	108,215
カスプ型	27,33
ガス利用効率	14,84
仮想電極	57,92,209
カットオフ	31,229
可搬式ガラス真空装置	228
緩起動	106,213
慣性基準装置	195
慣性座標	134

## 【き】

キセノン	215
輝線分布	28
軌道エネルギー	2
軌道角運動量	138,164
軌道間輸送	186
軌道傾斜	134,164, 169,174,186
軌道変換	2,20,23

軌道要素	133
軌道離脱	20
逆電位勾配	50
極座標	133
局所帯電	206
近点引数	134

## 【く】

空間電荷制限	9,55,58,62,81
空気力学的加速	3,18
クーラン条件	76
クヌッセン数	66
クライオポンプ	99,102,227
クライストロン	107
クラウジング係数	67
グランド	10,50,205,213,214
グリッド支持構造	78
クロスオーバーリミット	63
クロストーク	213,244

## 【け】

ケプラー	1,25,138,238
原子力	1,7,25

## 【こ】

高エネルギー粒子	203
高周波放電式	1,11,29
恒星センサ	194
高速中性粒子	71,120
高低温度サイクル	11,72,247
光電子電流	204
後方散乱電子	205
コールドトラップ	232

国防省電磁干渉インタ  
フェース規格 225  
コヒーレントモード  
236,238  
コロオリカ 144  
コンダクタンス 66,121

## 【さ】

最終速度 124  
最適比推力 122,131  
作動時間 13  
サブストーム 203  
残存質量比 150  
3体再結合反応 35

## 【し】

シーケンシャルアナログ  
パーシャルシャント 199  
シーケンシャルディジ  
タルフルシャント 199  
シース 60,73  
姿勢制御 5  
実効電極間げき 61,64  
自由分子流 66  
自由落下理論 93  
受動帯電 203  
昇交点経度 134,167  
冗長度 130  
消費電力 13,14,17  
深宇宙探査機 194  
深宇宙動力航行 5,20,  
23,24,133,249  
真近点離角 134  
真空タンク 100  
真空放電 68,110  
人工衛星 1,23  
進行波管 107,212  
人工惑星 1,23  
振動環境試験 223  
ジンバル 130,  
170,197,211,247

## 【す】

推進効率 14,17,111,131  
推進剤・燃料占有率 23  
推進剤流量 2,13,13,118  
推進剤利用効率  
14,15,26,46,68,118  
推 力 2,13,13,111,114  
推力係数 13,196,245  
推力中心追跡ブローブ  
117  
推力電力比  
5,16,111,131  
推力ベクトル 196  
推力偏向 117,247  
スイングパイ  
148,151,249  
スクリーン電圧 15  
スクリーン電流  
16,62,118,225  
ステファン・ボルツマン  
198  
スパイラル 146,176  
スパッタリング 11,28,  
32,40,49,69,76,81,  
87,93,100,121,210,224  
スポットモード 84  
スラストスタンド 111  
スロットリング  
201,214,244

## 【せ】

静止衛星 170  
静止軌道 163  
静電加速 5,10,14,15,17  
静電加速長さ  
61,63,64,92  
静電加速部 26,50,231  
絶縁破壊 68  
設計最大圧力 220  
接触プラズマ 98  
絶対帯電 205  
全消費電力 111

先進型推進 4  
全電化 24,174

## 【そ】

相対位置制御 5

## 【た】

ターボ分子ポンプ  
100,102  
大気曝露 11,27,83,231  
耐久性 77,223  
帯 電 5,82  
太陽センサ 194  
太陽電池パネル 207,209  
楕円スパイラル  
181,185,188  
多価イオン  
13,14,34,114,118  
弾性衝突 35  
炭素複合材 70,72,  
74,220,224,247  
断面積 34,42

## 【ち】

地球センサ 194  
チタン合金 220  
窒素置換 232  
窒素パーズ 231,233  
中 和 10,15,19  
中和コスト 15,80,84  
長半径 134  
直流放電式 11,26  
貯 蔵 7  
貯蔵タンク 220,233  
直交座標 133

## 【つ】

追跡管制 235  
通信干渉 5

## 【て】

低推力連続加速 133  
デバイ長さ 111



電圧効率 15,26  
 電荷交換反応 72,73,76  
 電気推進 4  
 電気推進機構質量  
 13,122,131  
 電氣的適合性試験 223  
 電子エネルギー分布

28,31

電磁加速 4,7,17

電子サイクロトロン角

周波数 29,32

電子衝突電離反応

26,34,41

電子放出 80

電子放出陰極 26

伝導性雑音 95,226

伝導性妨害耐性 226

電熱加速 4,5,17

電離層プラズマ 81,204

電流効率 14,69

## 【と】

凍結流損失 4,7

東西制御 24,164,174

東西パネル搭載 170

投入推進剤流量 111

投入電力 118

特別充填 231

閉込め 26,28,

31,32,46,48,51

トータルインパルス 18

ドッキング 208

ドップラー 236,237,243

トランスポンダ 202

トンネル効果 82

## 【な】

南北制御 5,20,24,

133,163,169,174

## 【に】

二次電子 205

二次電子放出 87

## 【ね】

熱陰極 82

熱真空環境試験 223,229

熱電子 34,38,42

熱電子放出 84,85

燃料 3

## 【の】

能動帯電 207

## 【は】

パーキング軌道 175,185

パービアンズ 37,62

パービアンズリミット 63

排気速度

2,13,14,17,114

パッシェンの法則

69,108,111

バッテリー 143,152,240

はやぶさ小惑星探査機

1,11,20,21,23,210,222

バルス型プラズマスラ

スタ 8

ハロー軌道 189

搬送波 202

反地球パネル搭載

170,188

半導体アンブ 107,212

## 【ひ】

ビーコン通信 202,237

ビームターゲット

100,102,231

ビーム中和 80

ビーム電流 13,15,

51,88,96,104,114

ビーム発散

13,14,62,114,115

非化学推進 4

非加速測定 119

比推力

3,5,14,17,68,111

ヒドラジン 5,6,215

標準プラスマイオン

エネルギーコスト 31,

37,41,44,45,47

表面再結合反応 36

ヒル方程式 144,157,171

## 【ふ】

ファラデー電極 115,117

フィラメント 81

吹き飛ばし 72

復調 202

浮遊 104,215

フライトレコーダ 236

フライバイ 146,151

プラズマ角振動数 31,91

プラズマコンタクタ

81,95,208

プラズマ接触 80

プリシース 60

ブルームモード 84,86

## 【へ】

ベイロード比 123

ベッキング 231,232,242

変調 202

## 【ほ】

ボアソン方程式 53,75,89

放射性雑音 95,226

放射性妨害耐性 226

放射線損傷 176,185

放射線帯 176,203

ホーマン型

133,139,148,185

ボーム条件 60

ホールスラスト

5,8,20,197,215

ホローカソード 11,27,81

## 【ま】

マイクロ波放電式 1,11,

21,29,81,210,224

マクスウェル・ボルツ  
 マン分布 28,35,42,59  
 マグネトロン 107  
 マスフローコントローラ  
 104,221  
 松波モデル 88  
 マヌーバモニタ 237

## 【み, む, め, も】

ミラー磁場 31,33  
 無限遠速度 147  
 無人自動 100,106  
 無電極 11,29,49  
 メカニカルブースタ  
 ポンプ 100,102  
 桃色雑音 96

## 【よ】

陽光柱 93  
 溶着 72

## 【ら】

ラーマー 9,32,36,115  
 ラグランジュ点 133,189  
 ラパールノズル 3,5  
 ラングミュア・トックス  
 93  
 ランデプー 146,249  
 ランベルト 140,152,240

## 【り】

リアクションホイール  
 22,128,174,196  
 リサーージュ軌道 189

離心率 134,156  
 リチャードソン・ダッ  
 シュマンの式 82  
 軌道離脱 5  
 流体抵抗素子 222  
 臨界温度 216

## 【る, れ】

ルンゲクッタ法 76  
 レジストジェット 5,20  
 レンジ 237  
 連続推力 133,148  
 161,170,184

## 【ろ】

ロータリポンプ 102,232  
 ロケット方程式 3,123

## 【C】

C<sub>3</sub> 1,138,146  
 CE 226  
 CS 226

## 【D】

DC/DC コンバータ 201  
 DC アークジェット  
 5,6,20,130,215  
 DC ブロック 110,215  
 DDOR 239  
 Deep Space 1  
 20,23,214,231,239

## 【E】

E×B プロープ 115  
 ECR 11,29,  
 33,48,85,108,210  
 EPΔVEGA 20,148,181  
 EPΔVPGA 163

## 【F】

FEEP 5,12

## 【G】

GTO 175,185

## 【M】

MEOP 220  
 MLI 198,234  
 MPD アークジェット  
 5,7,100,113

## 【O】

ONS 航法 239

## 【P】

PIC 法 75  
 Plasma Anchor 81,208  
 PPT 5,8

## 【R】

RARR 237,241  
 RE 226  
 RPA 117  
 RS 226

## 【S】

SMART-1 23,214,231  
 SOR 法 75

## 【T】

Time-of-Flight 115

## 【ギリシャ文字】

ΔV  
 3,18,24,123,148,160  
 ΔVEGA 148,153,249  
 ΔVLBI 239



— 監修者・著者略歴 —

荒川 義博 (あらかわ よしひろ)

- 1971年 東京大学工学部航空学科卒業
- 1976年 東京大学大学院博士課程修了  
(航空学専攻)  
工学博士
- 1976年 日本学術振興会奨励研究員
- 1978年 日本原子力研究所研究員
- 1980年 東京大学助教授
- 1991年 東京大学教授  
現在に至る

中山 宣典 (なかやま よしのり)

- 1993年 東京都立科学技術大学工学部航空  
宇宙システム工学科卒業
- 1999年 東京都立科学技術大学大学院博士  
課程修了 (工学システム専攻)  
博士(工学)
- 1999年 日本学術振興会特別研究員
- 1999年 文部省宇宙科学研究所研究員併任
- 1999年 防衛大学校助手
- 2003年 防衛大学校講師
- 2006年 防衛大学校助教授  
現在に至る

國中 均 (くになか ひとし)

- 1983年 京都大学工学部航空工学科卒業
- 1988年 東京大学大学院博士課程修了  
(航空学専攻)  
工学博士
- 1988年 文部省宇宙科学研究所助手
- 2000年 文部省宇宙科学研究所助教授
- 2003年 総合研究大学院大学助教授併任
- 2003年 宇宙航空研究開発機構助教授
- 2004年 東京大学大学院助教授併任
- 2005年 宇宙航空研究開発機構教授  
東京大学大学院教授併任  
現在に至る

西山 和孝 (にしやま かずたか)

- 1993年 東京大学工学部航空学科卒業
- 1998年 東京大学大学院博士課程修了  
(航空宇宙工学専攻)  
博士(工学)
- 1998年 (有) ウェルリサーチ勤務
- 1999年 文部省宇宙科学研究所非常勤講師
- 2001年 文部科学省宇宙科学研究所助手
- 2006年 宇宙航空研究開発機構助教授  
総合研究大学院大学助教授併任  
現在に至る

## イオンエンジンによる動力航行

Ion Engines for Powered Flight in Space

© Arakawa, Kuninaka, Nakayama, Nishiyama 2006

2006年12月15日 初版第1刷発行

検印省略

監修者 荒川 義博  
著者 國中 均  
中山 宜典  
西山 和孝  
発行者 株式会社 コロナ社  
代表者 牛来辰巳  
印刷所 壮光舎印刷株式会社

112-0011 東京都文京区千石 4-46-10

発行所 株式会社 コロナ社

CORONA PUBLISHING CO., LTD.

Tokyo Japan

振替 00140-8-14844・電話(03)3941-3131(代)

ホームページ <http://www.coronasha.co.jp>

ISBN 4-339-01228-9

(金) (製本：染野製本所)

Printed in Japan



無断複写・転載を禁ずる

落丁・乱丁本はお取替えいたします