

**Proceedings of Tokai University**  
**Research Institute of Science and Technology**

**東海大学紀要**

**総合科学技術研究所**

**2010 Vol.31**



**RIST**

**Research Institute of Science and Technology**

---

# 東海大学 総合科学技術研究所

## 紀要編集委員会

---

- 委員長 **渡邊 幹夫** 総合科学技術研究所 所長  
理学部化学科 教授
- 委員 **横山 直樹** 総合科学技術研究所 教授
- 事務局 **鈴木 妙子** 研究支援・知的財産本部  
研究支援課（総合科学技術研究所担当）

本紀要の全ての掲載情報は、著作権者の許諾なしに、著作物の全部または一部を無断で複写複製（コピー）することは、著作権法上での例外を除き、禁じられています。



Research Institute of Science and Technology

---

### 東海大学紀要 総合科学技術研究所

発行日 2012年3月31日  
発行人 渡邊 幹夫（東海大学総合科学技術研究所 所長）  
発行 東海大学総合科学技術研究所  
住所 〒259-1292 神奈川県平塚市北金目四丁目1番1号  
電話 0463-58-1211（代表）

---

# 無電極プラズマロケットエンジンの研究開発

## I. 分割型フラットアンテナを装備した新型ヘリコンプラズマ装置

谷川隆夫 (東海大学・総合科学技術研究所)  
篠原俊二郎 (東京農工大学大学院・工学研究院)  
本村大成 (九州大学大学院・総合理工学府)

### Research and Development of Electrodeless Plasma Rocket Engines

#### I. A New Helicon-Plasma Device equipped with a Segmented Multi-Loop Antenna

Takao TANIKAWA (Research Institute of Science and Technology, Tokai University)  
Shunjiro SHINOHARA (Institute of Engineering, Tokyo University of Agriculture and Technology)  
Taisei MOTOMURA (Interdisciplinary Graduate School of Engineering Science, Kyushu University)

キーワード: 無電極プラズマロケットエンジン, ヘリコンプラズマ, 分割型フラットアンテナ  
Keywords: electrodeless plasma rocket engines, helicon plasmas, segmented multi-loop antennas

#### Abstract

Electric propulsion systems are indispensable for near-future deep space explorations since they can offer much higher fuel efficiency (*i.e.*, large specific impulse) than chemical counterparts. However, conventional electric thrusters suffer the problem of electrode erosion due to the direct contact of various electrodes with hot plasmas; as a result, the advantage of a large specific impulse can be greatly reduced by the finite lifetime of a thruster itself. In order to solve this problem, we have been working on developing a completely electrodeless plasma thruster system based on a helicon wave rf-discharge and a plasma acceleration scheme that actively utilizes external electromagnetic fields excited by antennas installed in the outside region of the hot plasma. At Tokai University, a new helicon-plasma device, which is equipped with a specially designed segmented multi-loop antenna, has been constructed in order to perform basic experimental research to test various electrodeless plasma acceleration concepts for electric thruster applications. The same device can be used for various other plasma related applications, such as, basic plasma physics experiments, experiments on plasma processing, and laboratory simulations of space plasma phenomena. The device dubbed “Tokai Helicon Device” is described in this article.

#### 1. はじめに

H-II ロケット (化学推進) の様な瞬時の大出力は出せないものの、一度宇宙空間に出れば比推力の大変大きい (即ち、燃費の非常に良い) 電気推進機 (プラズマロケットエンジン) は、これからの宇宙開発に欠かせない推進機である [1]。2003 年に打ち上げられ、小惑星 “いとかわ” の探査を成功裡に終了し、2010 年 6 月に地球に帰還しサンプルリターン・ミッションを見事成功させた我が国の宇宙機「はやぶさ」[2] にはイオンエンジンと呼ばれるタイプのプラズマロケットエンジンが搭載されており、プラズマロケットエンジンの威力を世界に誇示した。しかしながら、イオンエンジンをはじめ、これまでに開発・実用化されているプラズマロケットエンジンはどれも有電極であり、プラズマと直接接する電極の損耗により寿命が制限されている。これでは燃費の良さを十分に生かし切れない。我々は、この問題を完全に解消する完全無電極型電気推進機の実現へ向け、現在基礎開発研究を実施している [3]。本稿では、この研究に供されるためデザインされ、東

海大学に設置された、ヘリコン波利用 rf 放電（ヘリコン波放電の詳細については解説論文 [4] 及びこの解説の引用文献を参照されたい）を利用する新型プラズマ発生装置“東海ヘリコン装置（Tokai Helicon Device: THD）”の詳細について述べる。この装置の大きな特徴は、“分割型フラットアンテナ” [5, 6] と呼ばれる新デザインの励起アンテナを装備していることである。

第2節で THD の特徴、実験手法について述べ、第3節でプラズマ生成の実験例を示す。第4節は本稿のまとめ及び今後の実験計画などについてである。

## 2. 実験方法

### 2.1. 実験装置

東海ヘリコン装置の模式図を Fig.1 に、写真を Fig. 2 に示す。以下、装置の詳細について述べる。

#### 2.1.1. 真空系

ステンレス・スチール製の主真空容器（内径 20 cm, 長さ 1 m）の片側に T 型チャンバーが接続されており、その下部に開口 6 インチのゲートバルブ及び液体窒素溜付バップルを通して油拡散ポンプが設置されている。油拡散ポンプは比較的安価で保守が容易であり、ターボ分子ポンプのような高周波振動が無いため計測系に対するノイズも少なく、大変使い勝手が良い。バップルがあるため真空容器内は比較的クリーンであり、液体窒素を使用しなくてもベース圧力を  $10^{-4}$  Pa 程度に保つことが出来る。現在使用しているガス種は Ar 及び He である。本稿では Ar プラズマの実験結果のみを示す。

#### 2.1.2. 高周波関係

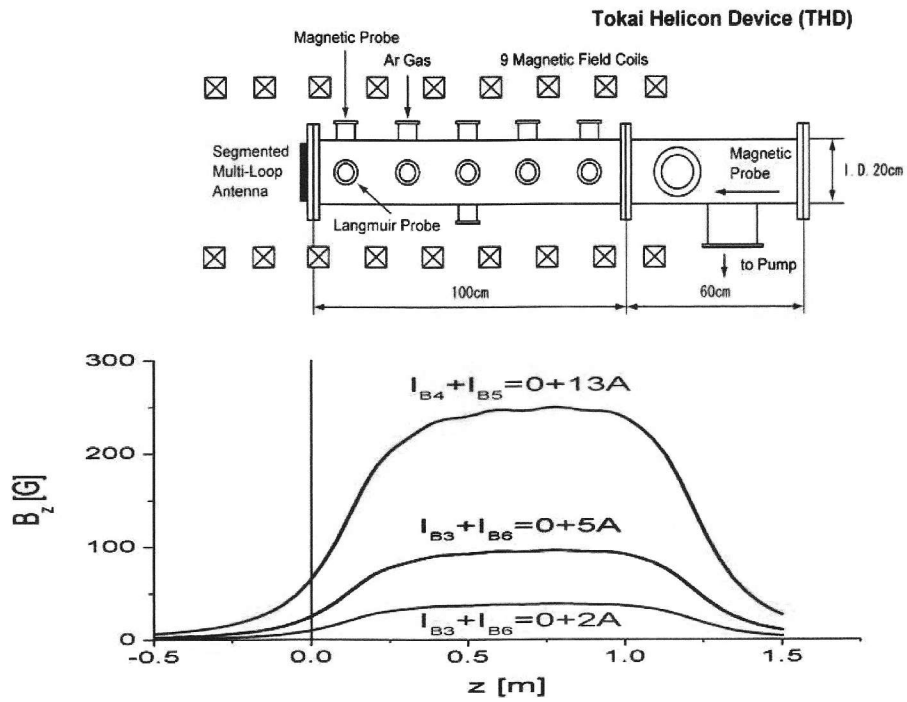
真空ポンプが設置されている側と反対側のエンドフランジに取り付けられた石英ガラス窓の外側（大気中）約 5 mm の位置に、窓に平行に分割型フラットアンテナが設置されている。アンテナの写真を Fig. 2（右側）に示す。アンテナは同心円状の 4 つのループより構成されている。中心寄りのループよりループ I, II, III, 及び IV と呼ぶことにし、中心からそれぞれのループセグメント（セグメント幅 = 8 mm）の中心までの距離をループの半径と呼ぶことにして、ループ I の半径 = 2.8 cm, ループ II の半径 = 4.8 cm, ループ III の半径 = 6.8 cm, 及び ループ IV の半径 = 8.8 cm である。一番内側のループ I は 2 分割であるが、その他の 3 つのループは 4 分割されている。このアンテナの際立った特徴は、結線方法を工夫することでいろいろな円周方向モード（ $m = 0, \pm 1, \pm 2$  など）の電磁波を励起可能なことである。また、以前大型装置で実証されたように [7, 8]、使用するループの数を変える、結線方法を変えることにより放射される電磁波の放射パターンを変化させる、これらの方法の組み合わせ、等により生成されるプラズマの径方向密度プロファイルを制御することが可能である。さらに、このアンテナは、ヘリコン波放電用に使用されるばかりでなく、各種プラズマ波動をプラズマ中に励起することにも使用可能である。

放電には、サムウエイ社製の高周波増幅器（モデル T146-6656A）を使用している。パルス運転時の最大パワーは 4 kW である。アンテナ-高周波増幅器間のインピーダンス整合には真空バリコンを使用するスプリットタンク回路を採用している。Fig. 2 の全景写真で右端のアルミボックスが整合器である。損失を低減させるためアンテナと一体構造になっている。現有のコンポーネントで 5–10 MHz の周波数がヘリコン波放電用に使用可能である。

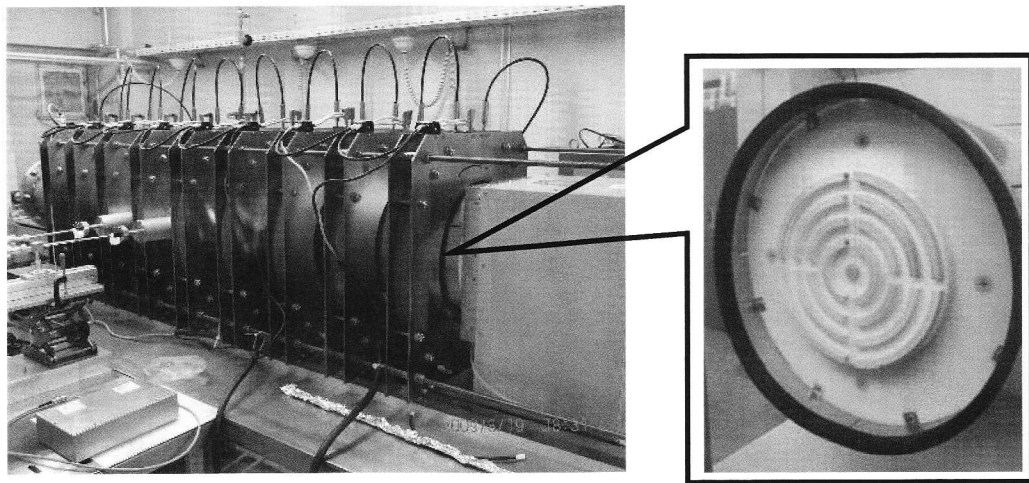
#### 2.1.3. 磁場関係

東海ヘリコン装置には同一形状の 9 個の磁場コイルが設置されている。全てのコイルに電流を流した場合、励起アンテナ位置を含む長さ 1 m の真空容器主部の全域にわたり  $\pm 1.5\%$  以内で一様な磁場（最大磁場強度は現在 600 G である。パルスモードでは、最大数 kG まで発生させることが可能であるが、現有の電源で上限が制限されている）を印加可能である。ところが、アンテナ付近の磁場強度を弱めにした非一様磁場配位の方が放電を開始し易い、ヘリコン高密度放電に遷移し易い、

## 実験装置と磁場プロフィール



**Figure 1.** Schematic of the Tokai Helicon Device (THD) with several examples of the axial magnetic field profile.



**Figure 2.** Photos of the THD and the segmented multi-loop antenna.

という特徴を持つため、第3節で紹介する実験では Fig. 1 下図に示すような磁場プロファイルを用いて実験を実施した。ここで、 $I_{B4} + I_{B5} = 0 + 13 \text{ A}$  とは、左側（アンテナより）4個のコイルには電流を流さず、右側の5個のコイルにのみ 13 A の電流を流したという意味である。 $I_{B3} + I_{B6} = 0 + 5 \text{ A}$  は、左側3個のコイルには電流を流さず、右側6個のコイルに 5 A の電流を流した場合である。同様に、 $I_{B3} + I_{B6} = 0 + 2 \text{ A}$  は、左側3個のコイルには電流を流さず、右側6個のコイルに 2 A の電流を流したことを意味する。2台の磁場コイル励起用電源により、実際には Fig. 1 に示す以外の種々異なる磁場配位を実現可能である。

## 2.2. プラズマ診断法

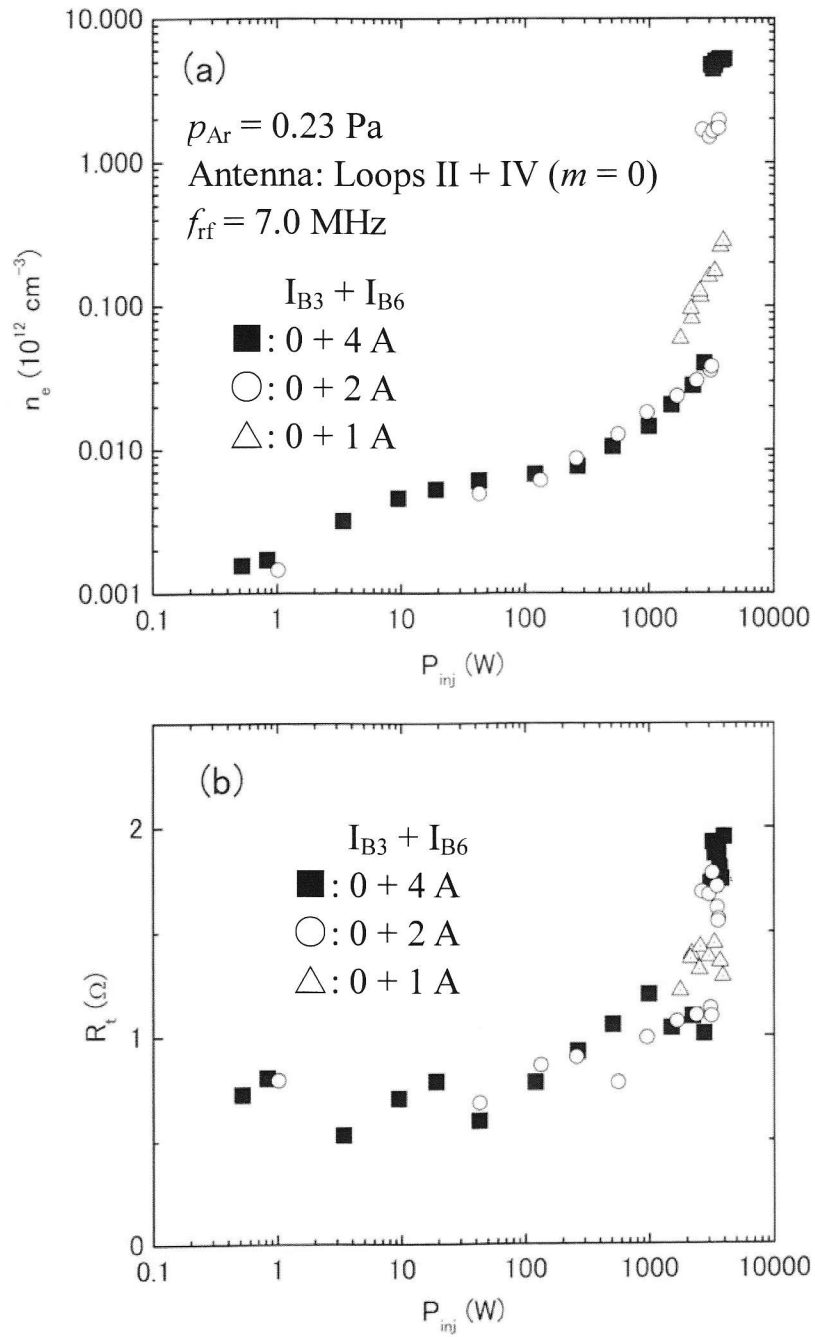
主真空容器の側面には隣り合う磁場コイルの隙間ごとにアクセスポートがあり、径方向に可動なプローブ類を設置可能である。真空ポンプステーション側の T 型チャンバー側からは、3次元的に可動なプローブも挿入可能である。プローブドライブ類は、National Instruments 社の制御プログラム LabVIEW により制御される。測定系との連携による自動計測も可能である。

プラズマ密度、電子温度測定にはディスク又は円筒型ラングミュアプローブを用いている。ヘリコン波動などの電磁波に付随する振動磁場計測には直径 1 cm 弱のループアンテナを用い、振動電場計測には rf ピックアップアンテナを使用する。イオン温度及び分布関数計測にはマルチグリッド型静電エネルギーアナライザーを用いる。アクセスポートごとにガラスフランジを取り付け可能であり、分光法などの光学測定についても検討中である。高速度カメラによるプラズマ計測については既に開始している。

## 3. 実験結果 及び 考察

THD 内に生成されるプラズマの放電特性を理解するために、Ar ガスを用いた場合について、生成されたプラズマの電子密度  $n_e$  が入力 rf パワー  $P_{inj}$  を上げるにつれどのように上昇するのかを、3種類の異なるバックグラウンド磁場強度について測定した例を Fig. 3(a) に示す。この実験では、Ar の中性ガス圧は 0.23 Pa、分割型フラットアンテナのループ II 及び IV をヘリコン波励起に使用した。ループ II 及び IV は、電流が同方向に流れるよう直列に結線され、 $m = 0$  の周方向モードを持つ電磁波を放射する。使用周波数は  $f_{rf} = 7.0 \text{ MHz}$  であった。ループ IV の一端が高周波増幅器の高電圧側に、ループ II の一端がグラウンド側に接続された。放電は、放電パルス幅約 30 ms、繰り返し周波数 1 Hz のパルス放電であった。密度測定は、放電が十分定常状態に達した rf パルス ON 時から約 10 ms 以降の時点でなされた。測定位置は、真空容器軸上 ( $r = 0 \text{ cm}$ )  $z = 30 \text{ cm}$  ( $z = 0 \text{ cm}$  はアンテナ側の石英ガラス窓の内面位置である) であった。Fig. 3(b) は、同条件下でのアンテナ負荷抵抗  $R_t$  (=真空負荷抵抗 + プラズマ負荷抵抗) の  $P_{inj}$  に対する変化をプロットしたものである。Figs. 3(a) 及び 3(b) において、黒四角、白丸 及び 白三角のプロットは、それぞれ  $I_{B3} + I_{B6} = 0 + 4 \text{ A}$ 、 $0 + 2 \text{ A}$  及び  $0 + 1 \text{ A}$  という異なる磁場プロファイル下での測定結果である。良好な容量結合性により、 $P_{inj} < 1 \text{ W}$  でも  $n_e \geq 10^9 \text{ cm}^{-3}$  級のプラズマが生成されていることが分かる。rf パワーを上げて行くにつれ容量結合性プラズマ (Capacitively Coupled Plasma: CCP) から誘導結合性プラズマ (Inductively Coupled Plasma: ICP) に移行し、さらに  $P_{inj}$  を上げると  $P_{th} \approx 2 \text{ kW}$  で所謂“密度ジャンプ”が生じ、 $P_{inj} > P_{th}$  でヘリコンプラズマ (Helicon Plasma: HP) モードに遷移する。HP モードでは、生成されたプラズマ中を伝播する  $m = 0$  のヘリコン波が観測された (波動特性の詳細については別論文で発表予定)。また、HP モードを特徴付ける“ブルーモード”発光が観測された。高速度カメラで撮影された写真 (Fig. 4; アンテナと反対側のエンドフランジ上の窓よりアンテナ側を視ている。露光時間は 100  $\mu\text{s}$  であった) の中央部に見られる非常に明るい部分がブルーモード発光部位である。Fig. 3(b) より、HP モードに遷移すると、全アンテナ負荷抵抗  $R_t$  が急激に上昇し、プラズマによる rf パワー吸収が突然良好になり放電効率が著しく上昇したことが見て取れる。

この実験では、 $P_{inj} \approx 3 \text{ kW}$  で  $n_e \approx 6 \times 10^{12} \text{ cm}^{-3}$  の高密度プラズマを生成できた。電子温度は 3–5 eV



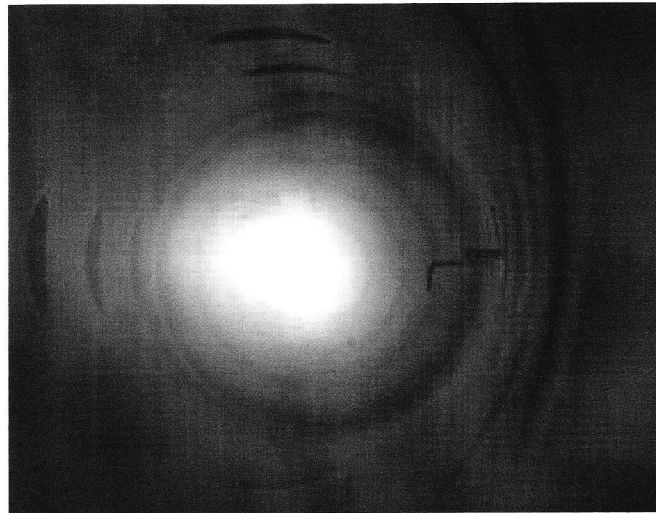
**Figure 3.** Characteristics of Ar gas discharge in the Tokai Helicon Device.  
 (a) Electron density  $n_e$  versus injected rf power  $P_{\text{inj}}$ .  
 (b) Total antenna loading resistance  $R_t$  (= vacuum loading resistance + plasma loading resistance) versus  $P_{\text{inj}}$ .

であった。Fig. 3(a) を見ると、磁場強度が高い方が密度ジャンプする閾パワー $P_{th}$ が若干高くなり、ジャンプの仕方がシャープになる傾向にあることが分かる。また、密度ジャンプ後の最終プラズマ密度も高めである。この傾向は、フラットタイプのアンテナを用いた大型装置で得られた結果と同様のものである [7]。

電子密度 $n_e$ の径方向プロファイルを高密度 HP 及び低密度 ICP の場合について測定した例を Fig. 5 に示す。HP の場合 [Fig. 5(a)] は、中心でピークを持つガウス分布に近い（周辺を除いて）密度プロファイルである。一方、ICP の場合 [Fig. 5(b)]、中心付近で密度分布はフラットで、周辺に行くにつれ比較的なだらかに密度が減少している。これらの傾向は、以前に大型チャンバー実験 [9] で得られた結果と類似である。

#### 4. まとめ

本稿では、完全無電極プラズマロケットエンジン開発の基礎研究に供されるためデザインされ製作された新型ヘリコンプラズマ装置（東海ヘリコン装置, THD）を紹介した。本装置の際立った特徴は、真空容器外に設置された分割型フラットアンテナを持つことである。真空容器の外側にあるため大変取り扱いが容易である。分割されたループ構造の故に、種々の周方向モードを持つ電磁波を励起可能である。 $m = 0, \pm 1$  及び  $\pm 2$  のモードについて励起可能性を検証済みである。 $m = 0$  及び  $\pm 1$  モードを使用した場合については、高密度ヘリコンプラズマ生成にも成功している。



**Figure 4.** “Blue mode” light emission from an Ar helicon plasma produced in the THD. The photo was taken by using Photron’s FASTCAM SA5 camera. The exposure time was 100  $\mu$ s.

今後、THD を用いて、HEAT プロジェクト [3] で提案されているヘリコンプラズマの無電極加速法を実証、最適化するための基礎実験を実施して行く計画である。

THD の分割型フラットアンテナは使用上の柔軟性に富むため、rf 放電に使用されると同時に、各種プラズマ波動を励起することにも利用可能である。この特長を生かして、THD ではスペースプラズマで観測される複雑なプラズマ波動現象の実験室シミュレーションが可能である。オーロラ域電離圏で比較的頻繁に観測され、酸素イオンのクロスフィールド加速等で重要な役割を持つと考えられる“低域混成波キャビトン”の室内シミュレーション実験 [10 - 12] を既に実施していることを指摘しておきたい。

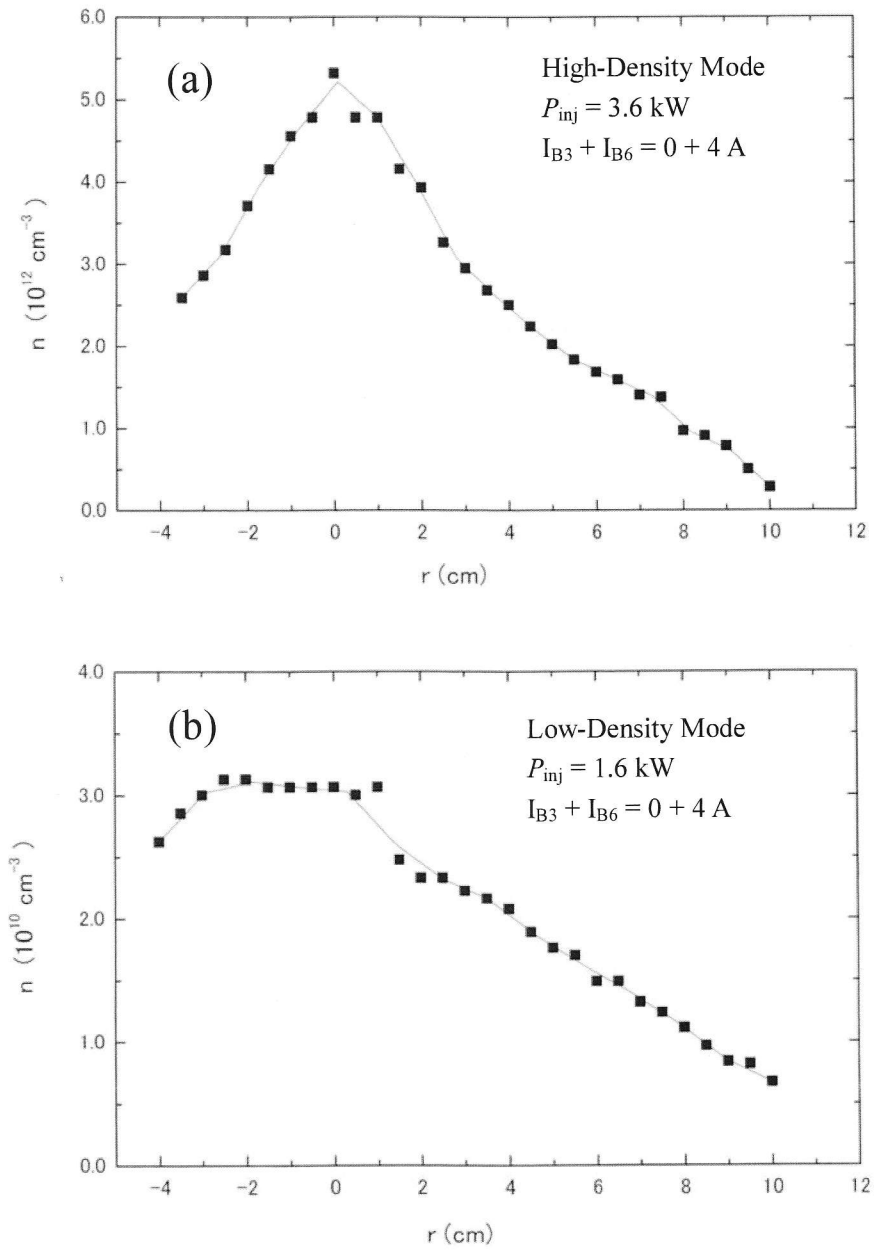
#### 謝辞

常に有意義なアドバイスを下さった、良き共同研究者、指導者であった、故都木恭一郎先生に心からの謝意を表したい。本研究は、科学研究費補助金基盤研究 (S) 21226019 のサポートを受けて進められてきている。HEAT プロジェクト [3] の共同研究者、九州大学の羽田亨、大塚史子、宇宙科学研究所の船木一幸、松岡健之、東京農工大学の西田浩之、ウクライナ核物理研の K.P. Shamrai の各氏からの常日頃からのいろいろな側面での支援に対しても謝意を表したい。



## 参考文献 及び 註

- [1] 栗木恭一, 荒川義博 編, 「電気推進ロケット入門」(東京大学出版会, 2003).
- [2] <http://hayabusa.jaxa.jp/>
- [3] “高効率で損耗箇所の無い(推進剤消費の問題を除いて)原理的に無限寿命のプラズマロケットエンジンの完成を目指す”という野心的目標を掲げて故都木恭一郎教授(2002年のプロジェクト開始時は宇宙科学研究所教授、2004年より逝去された2009年5月26日まで東京農工大学大学院教授)を代表者として科学研究費補助金を受けつつ2002年度に基礎研究を開始した。基盤研究(B)14350514(2002年度-2004年度)、基盤研究(A)17206084(2005年度-2008年度)と進み、2009年度より基盤研究(S)21226019(ヘリコン源を用いた先進的無電極プラズマロケットエンジンの研究開発、2009年度-2013年度)(研究の概要については、[http://www.jsps.go.jp/j-grantsinaid/12\\_kiban/ichiran\\_2/j-data/j67\\_shinohara.pdf](http://www.jsps.go.jp/j-grantsinaid/12_kiban/ichiran_2/j-data/j67_shinohara.pdf)を参照されたい)がスタートした。都木教授が2009年5月に突然逝去されたため、著者の一人(S.S.)が研究代表者を引き継ぎ、研究を続行中である。この研究プロジェクトをHEAT(Helicon Electrodeless Advanced Thrusters)プロジェクトと呼んでいる。研究分担者は、本稿著者の一人(T.T.)の他、九州大学大学院 総合理工学府の羽田亨教授、宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所(ISAS/JAXA)の船木一幸准教授、東京農工大学大学院 工学研究院の西田浩之准教授である。その他、海外研究協力者としてウクライナ核物理学研究所のK.P. Shamrai博士、博士研究員2名を含む何人かの研究協力者がこのプロジェクトに参画している。
- [4] 篠原俊二郎, 解説 “ヘリコンプラズマ源の開発と応用-広域プラズマ科学への展開”, *日本物理学会誌*, **64** (7), pp. 519-526 (2009).
- [5] T. Tanikawa, S. Shinohara, Y. Ikeda, T. Hada, and K. Toki, *Bull. Amer. Phys. Soc.* **51** (7), 164 (2006).
- [6] T. Tanikawa and S. Shinohara, *Bull. Amer. Phys. Soc.* **53** (14), 175 (2008).
- [7] S. Shinohara and T. Tanikawa, *Phys. Plasmas* **12**, 044502 (2005).
- [8] T. Tanikawa and S. Shinohara, *Thin Solid Films* **506-507**, 559 (2006).
- [9] 谷川隆夫, 篠原俊二郎, 船木一幸, 山際啓一郎, *JAXA Special Publication*, **JAXA-SP-06-016**, pp. 30-34 (2007).
- [10] T. Tanikawa, T. Motomura, K. Tanaka, and S. Shinohara, in *Proceedings of the XXIX General Assembly of the International Union of Radio Science* (Chicago, U.S.A., 2008), HP-05.3.
- [11] 谷川隆夫, 「科学研究費補助金研究成果報告書」基盤研究(B)15340199(2003-2005年度).
- [12] 谷川隆夫, 「科学研究費補助金研究成果報告書」基盤研究(C)19540524(2007-2008年度).



**Figure 5.** Radial profiles of the electron density  $n_e$  for (a) a high-density helicon plasma (HP) and (b) a low-density inductively coupled plasma (ICP).