

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 27 年 6 月 19 日現在

機関番号：82723

研究種目：基盤研究(C)

研究期間：2012～2014

課題番号：24560983

研究課題名(和文)イオンエンジンの中性粒子圧力計測

研究課題名(英文)Neutral Pressure Measurement of Ion Thruster

研究代表者

中山 宜典(Nakayama, Yoshinori)

防衛大学校(総合教育学群、人文社会科学群、応用科学群、電気情報学群及びシステム工・その他部局等・准教授)

研究者番号：80532770

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 4,100,000円

研究成果の概要(和文)：イオンエンジンのさらなる性能向上のためには、推進剤流れ(中性粒子流)のより詳細な評価が必要であるが、希薄であるため計測には限界があった。そこで、通常大気圧下で使用する微差圧計を真空圧力下において多点計測できるように工夫したところ、イオンエンジン内の推進剤圧力を従来よりも高精度で計測でき、推進剤供給方法が推進剤流れに与える影響を評価できるようになり、他の電気推進や地上試験装置への評価にも有用であることも分かった。

研究成果の概要(英文)：Investigation of propellant flow of ion thruster is required to improve ion thruster performance. Since few measurement systems can detect the pressure because the propellant pressure is rarefied, in this research, a low pressure measurement system with a precise differential pressure gauge had been developed. Through the evaluations with a thruster, it had been confirmed that the accuracy of this measurement system was enough to discuss the influence of the rarefied propellant flows, for the researches on account of not only ion thruster but also the other electric propulsion and test facility effect.

研究分野：宇宙推進工学

キーワード：航空宇宙工学 ロケット イオンエンジン 希薄気体 圧力計測 推進剤 流れ 真空装置

1. 研究開始当初の背景

(1) イオンエンジンは、推進剤である希ガスを放電室内でプラズマ化し、生成されたイオンをグリッドシステムと呼ばれる複数枚の多孔電極によって静電加速させて推力を発生させる、電気推進ロケットの一種である。イオンエンジンは、高比推力（低推進剤消費率）・低推力・長時間作動の特徴があり、従来のロケットエンジンよりも少ない推進剤で大きな軌道変換を行える。

(2) イオンエンジンは長時間作動する。イオンエンジンを宇宙機に搭載するには寿命評価（耐久性評価）が必要であり、たとえば小惑星探査機はやぶさ用イオンエンジンにおいては約2年の耐久実証試験を2回行っている。耐久実証試験は時間とコストを要するため、数値解析によって耐久性を評価する試みが国内外で進められている。

(3) イオンエンジンの主な寿命限定要因は、電荷交換反応によるグリッドシステムの損耗である。グリッドシステムでは、静電加速された高速イオンと、低速な中性粒子が流れている。これらが衝突すると、電荷交換によって、高速中性粒子と低速イオンが生成される。この低速イオンがグリッドシステムの負電位部分に衝突し損耗させる。損耗量はイオン数および中性粒子数に大きく依存する。

(4) 現在では、静止軌道衛星の姿勢・軌道維持、小惑星探査主推進として数多く用いられており、さらなる耐久性向上が期待されているが、イオンエンジンの耐久性を実験的および数値解析的に評価するにはイオン流と中性粒子流をより正しく求める必要がある。

(5) しかし、グリッドシステムにおけるイオン流（数密度）はほぼ妥当な解析結果が得られるようになってきているが、中性粒子流（圧力）は、図1に示すよう圧力範囲にあり、通常の圧力計や真空計では計測誤差が大きいことから、妥当な計測が難しく、推定値を用いざるを得ない状況である。

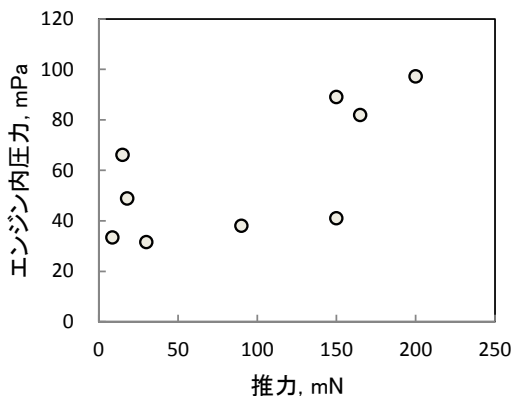


図1 開発済みのイオンエンジン内圧力

2. 研究の目的

(1) 通常の圧力計や真空計は、粘性や電離を利用しているため計測対象の中性粒子種（ガス種）に応じた補正係数が必要であり、イオンエンジン内の中性粒子圧力範囲においては、30%以上の計測誤差がある。

(2) 隔膜式微差圧計は、図2に示すように2室間の圧力差を歪みとして検知するしくみであり、ガス種によらず計測でき、計測対象のガスを分流（漏洩）させる必要がない。この微差圧計を用いて希薄気体圧力計測システムを構築すればイオンエンジン中性粒子圧力を計測できると考えた。

(3) 本研究の目的は、これまで計測困難であったイオンエンジン希薄な中性粒子圧力を、計測対象に影響を与えない隔膜式差圧計を用いて計測し検証することである。また他の電気推進の中性粒子圧力も計測することにより、本研究で培った計測技術の応用・展開を行い、知見を得ることである。

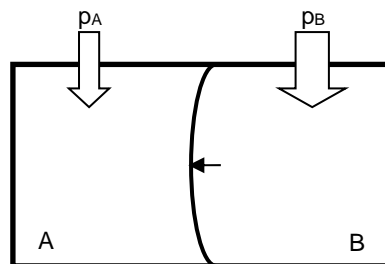


図2 隔膜式微差圧計のしくみ

3. 研究の方法

(1) 隔膜式微差圧計をイオンエンジン作動環境（真空槽内）にて希薄圧力を計測できるように構築し、計測精度の検証を行う。単純な直線配管内流れを検証対象とし、既知の理論や計算解析との比較から精度を得る。

(2) 保温器を導入して温度による影響を排除し、圧縮容器を導入して検証精度を向上させ、構築した希薄圧力計測システムの計測精度の向上を図る。また3軸ステージを導入して3次元計測ができるように構築する。

(3) 一般的なイオンエンジンとほぼ同等の大きさの模擬イオンエンジンを製作し、構築した希薄圧力計測システムによって様々な推進剤供給方法に対するエンジン内外の圧力分布を計測評価する。

(4) 他の電気推進への適用性を検証するため、一般的なホールスラストとほぼ同等の大きさの模擬ホールスラストを製作し、様々な推進剤供給方法に対して計測評価する。

4. 研究成果

(1) 初年度（24年度）

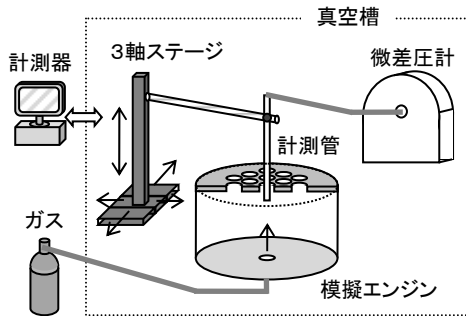
①イオンエンジン推進剤流れの計測に有用な計測系を構築し検証することが目標であり、慎重にチューニングした隔膜式微差圧計を導入し、低流路抵抗化を図った計測配管系および3軸ステージによる配管移動系と併せて計測系を構築した（図3）。

②計測妥当性を検証するために、一般的なイオンエンジンとほぼ同じ大きさで内部を簡素化した模擬エンジンを設計製作した。

③これらを用いて一般的イオンエンジンとほぼ同程度の推進剤流量に対して計測したところ、希薄圧力10~100 mPaに対して10%以内の計測精度を確認した。

④この計測精度は本研究で使用した推進剤供給用流量調整器の設定誤差にほぼ相当する。この希薄圧力に対する従来の真空計や圧力計の計測精度は30%程度が最良であるため、本研究で構築した計測システムは十分有意であると考えられた。

⑤次年度に計測精度向上を図るため、計測精度補償用の圧縮容器および保温装置をシステム設計し導入した。高精度な推進剤供給用流量調整器も導入し、これらの圧縮容器および保温装置を用いて検証すれば、計測精度向上に寄与できると考えられた。



(a) システム概略



(b) システム全景

図3 希薄圧力計測システム

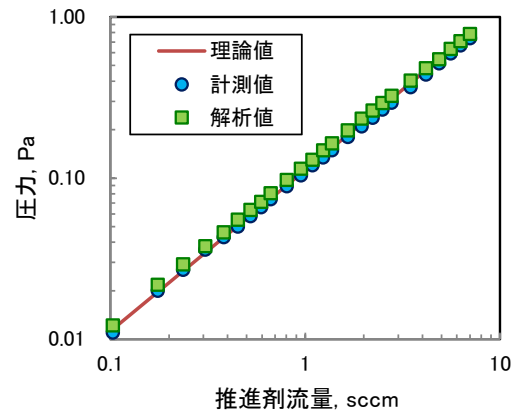
(2) 第2年度（25年度）

①計測系の見直し改良、保温器や圧縮容器の併用、および高精度流量調整器の適用により、イオンエンジン内の圧力範囲において5%の計測精度を達成した（図4）。また計測圧力に対する補正係数も取得できた。

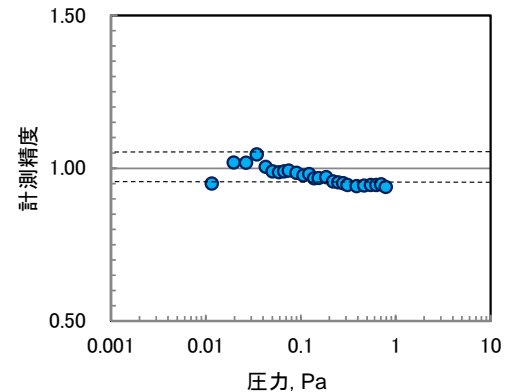
②この改良計測システムを用いて要素部品を取り付けたイオンエンジン内部（複雑な流れ形成）を計測したところ、想定した計測結果と少し異なる値を得た。妥当性評価を通して開発した希薄流解析を用いて数値解析を行ったところ、エンジン内部を計測するための挿入管の影響であると推察された。

③挿入管を含めた数値解析を行った結果、計測結果とよく一致したので、改良計測系と数値解析とを両用することによって信頼度が高い圧力分布（推進剤流）が得られると考えられた。なお、この挿入管の影響は高い計測精度を達成したことによって判明したものと強調したい。結果の一部を図5に示す。

④また、開発した希薄流解析コードを用いてイオンエンジン作動時の真空槽内圧力分布の解析を行い、イオンエンジン作動に適した真空槽についての知見も得た。この知見はイオンエンジン開発用真空槽の設計に有用であると考えられる。



(a) 直線配管に対する比較評価



(b) 圧力に対する精度および補正係数

図4 計測精度評価

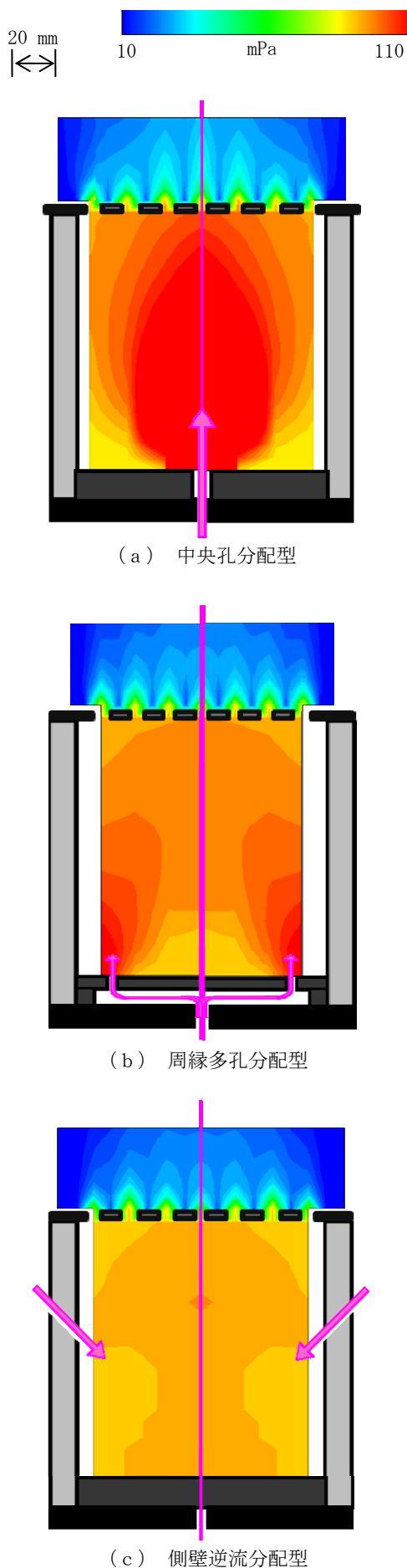


図5 エンジン内外圧力分布（軸対象）

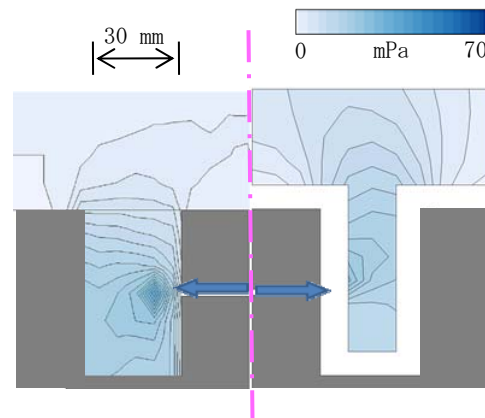
(3) 第3年度（26年度）

①改良計測システムを用いて、イオンエンジン内部よりも1～2桁低い圧力であるイオンエンジン下流の圧力分布を計測したところ、イオンエンジンの推進剤流れはグリッドシステム（推進剤やイオンが通過する複数の多孔板）の開孔パターンに強い影響を受けること、エンジン内部の推進剤流れがエンジン下流にも影響を与えることが分かった。

②この知見によりイオンエンジンの中和現象評価（エンジン下流部における電子とイオンとの干渉）を妥当に行えるようになった。

③エンジン下流の推進剤流れはエンジン寿命や中和現象に大きな影響を及ぼすため、本研究で開発した圧力計測システムは今後のイオンエンジンの開発に有意に利用できることが確かめられた。

④また電気推進機的一种であるホールスラストに対して計測を行い、イオンエンジンと同様の傾向および知見が見られた（図6）。



（左半分）解析値、（右半分）計測値

図6 ホールスラスト圧力分布（軸対象）

⑤得られた成果から、イオンエンジン作動時の真空槽圧力分布に関する知見も併せて得られ、地上試験装置（真空排気装置）がイオンエンジン作動に与える影響が大きいことが導かれた。宇宙空間作動時のイオンエンジンの推進性能を妥当に得るには、この地上試験装置の影響評価を進めなければならないと考えられた。

(4) 本課題終了後（27年度）

本課題の発展テーマである「地上試験装置がイオンエンジン作動に与える影響」について継続して研究を遂行しており、今後も積極的に成果を公表していきたい。本課題遂行に当たっては、国内外の多くの研究者からのご助言によって進めることができた。ここに謝意を表したい。

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計3件)

- ① Y. Nakayama and F. Tanaka, Experimental Visualization of Ion Thruster Neutralization Phenomena, IEEE Transactions on Plasma Science, Vol. 43, No. 1, pp. 269-276, (2015.1), 査読有
DOI: 10.1109/TPS.2014.2321418
- ② Y. Nakayama and K. Narisawa, Neutral Density Measurement of Ion Thruster with Differential Pressure Gauge, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 12(2014), No. ists29, p. Pb_73-Pb_78 (2014.10), 査読有
DOI: 10.2322/tastj.12.Pb_73
- ③ Y. Nakayama and F. Tanaka, Experimental Evaluation of Neutralization Phenomena with Visualized Ion Thruster, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 12(2014), No. ists29, p. Pb_53-Pb_58 (2014.5), 査読有
DOI: 10.2322/tastj.12.Pb_53

[学会発表] (計7件)

- ① 中村真大, 中山宜典, イオンスラスト下流の計測評価, 第55回航空原動機・宇宙推進講演会, JSASS-2015-0058, pp.1-5 (2015.3) (富山県富山市)
- ② 中山宜典, 中村真大, 推進剤供給方法に対するイオンエンジン内圧力分布, 第58回宇宙科学技術連合講演会, 3J08, pp.1-5 (2014.11) (長崎県長崎市)
- ③ 中山宜典, 成澤健一, 田中太, 高宮紗綾, 松尾勇佐, 電気推進機作動時の真空槽内圧力分布, 平成25年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2013-025, pp.1-5 (2014.1) (神奈川県・相模原市)
<https://repository.exst.jaxa.jp/dspace/bitstream/a-is/7052/1/SA6000016098.pdf>
- ④ Y. Nakayama and K. Narisawa, Neutral Pressure Measurement in an Ion Thruster Discharge Chamber, The 33rd International Electric Propulsion

Conference Paper, IEPC-2013-106, pp.1-8 (2013.10) (Washington DC (USA))
http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2013index/do5rhvde.pdf

- ⑤ Y. Nakayama and K. Narisawa, Neutral Density Measurement of Ion Thruster with Differential Pressure Gauge, 29th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2013-b-63, pp.1-6, (2013.6) (愛知県・名古屋市) (雑誌論文②の基論文)
http://archive.ists.or.jp/upload_pdf/2013-b-63.pdf
- ⑥ Y. Nakayama and F. Tanaka, Experimental Evaluation of Neutralization Phenomena with Visualized Ion Thruster, 29th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2013-b-08, pp.1-6, (2013.6) (愛知県・名古屋市) (雑誌論文③の基論文)
http://archive.ists.or.jp/upload_pdf/2013-b-08.pdf
- ⑦ 中山宜典, 成澤健一, 田中太, イオンエンジンの計測評価ー推進剤数密度および中和現象ー, 平成24年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2012-041, pp.1-5 (2013.1) (神奈川県・相模原市)
<https://repository.exst.jaxa.jp/dspace/bitstream/a-is/13952/1/61856124.pdf>

[図書] (計0件)

[産業財産権]

- 出願状況 (計0件)
- 取得状況 (計0件)

[その他]

ホームページ等
本課題研究代表者ホームページアドレス
http://www.nda.ac.jp/cc/aerospace/lab/Propulsion/fc_nakayama.html

6. 研究組織

(1) 研究代表者

中山 宜典 (NAKAYAMA Yoshinori)
防衛大学校・システム工学群・准教授
研究者番号: 80532770

(2) 研究分担者

なし

(3) 連携研究者

なし