

電気推進機作動時の真空槽内圧力分布

中山宜典 (防衛大), 成澤健一, 田中太 (防衛大・院), 高宮紗綾, 松尾勇佐 (防衛大・学)

1. はじめに

高比推力を利点とする電気推進機は, 十分な宇宙作動実績を重ねたことにより, 宇宙機実作動時間や軌道変換量の長大化に応えうる推進機関となっている. 現在 200 機以上の宇宙機に搭載され, 今後も搭載需要が高まっていく傾向にあり, 電気推進機の開発研究はますます進められていくと思われる.

この開発研究には, 地上試験設備として真空槽 (真空装置) が必要である. 真空槽内では推進剤ガスが真空槽壁面で反射するため, 地上試験作動時の真空槽内圧力は宇宙空間作動時の雰囲気圧力よりも高くなる. また真空槽内圧力も一様ではない. したがって真空槽内圧力を知ることは, (1) 電気推進機の推進性能や耐久性を担保するために必要であり, 米国を中心とした (2) 電気推進機の作動環境・計測条件等の標準化に対する知見取得, につながる¹⁾. また国内で開発遂行中の (3) 大電力電気推進機が作動可能な真空装置の設計に対する知見取得にも有意であると考えられる²⁾.

また, 防衛大において進めている中和現象評価実験およびイオンエンジン内中性粒子圧力分布評価計測において, (4) 真空槽内圧力・真空排気による影響を認めている³⁾. これらの実験や計測に要する真空槽内圧力は, 電気推進機の確認作動に要する圧力よりも低くする必要があり, 真空排気時間や推進機設置位置について工夫する必要があった.

真空槽内圧力分布を知るためには, 真空計による分布計測が難しいため, 3次元希薄流解析コードが有用である. 防衛大では上述のイオンエンジン内中性粒子圧力分布評価に供するため, 3次元 DSMC 法コードを開発し, 計測値との比較による妥当性評価を行ってきた.

本研究の目的は, このコードを用いて真空槽内圧力分布を求め, 真空排気装置・真空槽形状, 推進機設置位置等に対する知見を得ることである.

2. 真空槽内作動

2.1 真空排気概略

真空槽内に電気推進機から排出された推進剤ガ

スは, 高真空ポンプ面に達するまで真空槽壁面における反射を繰り返す. 高真空ポンプ面に達した推進剤ガスは, 除去, すなわち排気される. 主な高真空ポンプには, ターボ分子ポンプや油拡散ポンプのような気体圧縮排気タイプ (運動量を与えて真空槽側へ反射させないしくみ) と, クライオポンプのような溜め込み排気タイプ (運動量を 0 にして真空槽側へ反射させないしくみ) がある. ポンプの種類によって排気効率 (排気速度) は異なり, ポンプ面への入射角度依存性もあるが, 高真空の排気において最も重要な因子は真空ポンプ面積である.

2.2 真空槽内平均圧力

推進剤ガスの壁面間平均飛行時間 \bar{t} は, 次式のように真空槽代表長 D を推進剤ガス平均速度 \bar{v} で割った値である.

$$\bar{t} = \frac{D}{\bar{v}}$$

推進剤ガスの平均反射回数 nr は, 真空槽壁表面積 S_v , 高真空ポンプ面積 S_p , 排気効率 η_p を用いて,

$$nr = \frac{S_v}{\eta_p S_p}$$

と表される. したがって推進剤ガスの真空槽内平均滞在時間は次式で表される.

$$\bar{t}_r = \bar{t} \times nr = \frac{D}{\bar{v}} \cdot \frac{S_v}{\eta_p S_p}$$

この値に流量 \dot{n} を積算した値が真空槽内全粒子数 $\overline{N_{t0}}$ となり, 真空槽体積 V で割ると真空槽内平均数密度 \bar{n} が求められる.

$$\bar{n} = \frac{\overline{N_{t0}}}{V} = \frac{\dot{n}}{V} \times \frac{D}{\bar{v}} \cdot \frac{S_v}{\eta_p S_p}$$

直径 D (= 代表長), 長さ L の円筒型真空槽とすると, その体積 V および壁面表面積 S_v は,

$$V = \frac{\pi}{4} D^2 L$$

$$S_v = \pi D L + \frac{\pi}{2} D^2$$

と表されるので, 真空槽平均数密度は次式で表すことができる.

$$\bar{n} = 1.2 \times 10^{16} \cdot \left(1 + \frac{D}{2L}\right) \cdot \sqrt{\frac{M}{T}} \cdot \frac{f_r}{\eta_p S_p}$$

ここで、M は分子量 T は推進剤ガス温度、 f_r は sccm を単位とする体積流量である。真空槽内を一様とみなすと、真空槽内平均圧力 \bar{p} は、

$$\bar{p} = 1.7 \times 10^{-7} \cdot \left(1 + \frac{D}{2L}\right) \cdot \sqrt{MT} \cdot \frac{f_r}{\eta_p S_p}$$

と表すことができる。

これらの導出式は概算には有用であるが、詳細に求めるには真空槽壁面の放出ガスや真空封止部のリークレートを考慮する必要がある。

2.3 希薄気体流れ

気体圧力が下がると、平均自由行程が大きくなる。平均自由行程 λ は数密度 n および衝突断面積 σ を用いて次式で表される。

$$\lambda = \frac{1}{\sqrt{2}n\sigma}$$

衝突断面積 σ は粒子間衝突の発生確率を面積で表した値であり、一般に気体分子の断面積とほぼ同じオーダーかやや大きい値となる。この平均自由行程を代表長Dで除した値をクヌッセン数 K_n といい、次式で表される。

$$K_n = \frac{\lambda}{D}$$

代表長は流れを形成させる容器や管の代表的長さであり、一般に容器直径や管径が用いられる。クヌッセン数は気体流れにおける壁面反射の影響度を表した値であり、クヌッセン数が大きいほど、粒子間衝突よりも壁面反射の方が顕著になる、すなわち粒子間が希薄になることを示す。

気体流れはこのクヌッセン数を用いて、次のように分類される。

$K_n < 0.01$	粘性流
$0.01 < K_n < 1$	中間流（遷移流）
$1 < K_n$	分子流

一般に、クヌッセン数が 0.1 以上の流れを希薄気体流れとして分類されている⁴⁾。

2.4 電気推進機の真空槽内作動

真空槽内において電気推進機を作動させると、その雰囲気圧力は宇宙空間作動時に比べ高くなる。雰囲気圧力が高くなると、(1)イオン生成・電子生成が容易、(2)異常放電が発生しやすい、(3)電荷交換反応が発生しやすい、状態になる。一般に放電は定電流制御または定電力制御で行われるため(1)は耐久性を過小評価する可能性があり、(2)および(3)は損耗劣化をより進めるため過大評価する可能性がある。電気推進機の内作動は

長時間であるため、これらの影響は重畳的・累積的であることも考慮すべきである。

こうした影響を避けるためには、開発初期の作動確認フェーズであれば、推進機内圧力の1桁以上の低圧が必要であり、耐久性確認であれば、推進機内圧力の2桁以上低圧が必要であると思われる。例えば、実利用イオンエンジン内圧力が20~120 mPaであるので、イオンエンジン作動時には、実験室レベルで 10^{-3} Pa オーダ、耐久試験装置で 10^{-4} Pa オーダとなるような真空装置が必要であり、他種の電気推進機においても、同程度の真空槽内圧力に到達できる真空装置が必要であると思われる⁵⁻⁹⁾。

また、どんなに真空排気が優れていても、推進機の直下流圧力は真空ポンプ面圧力よりも高いため、真空槽内圧力分布は一様ではない。したがって、これらのことから、電気推進機耐久試験の信用性担保には、真空槽内圧力に対して詳細に知る必要があると考えられる。

3.3 次元希薄流解析コード

3.1 DSMC法

分子流から中間流の気体分子は、粘性流とは異なり、連続流ではなく粒子流としてのふるまいを捉える必要がある。DSMC法は、実在粒子を集約化した代表粒子(1粒子で数万~数百万粒子を代表する粒子)を境界面内で移動・衝突させる粒子法の一つである。粒子間の衝突に要する計算コストが膨大になるため、高コスト・長計算時間を要していたが、1980年代に南部による計算コスト抑制手法が発案されたことから急速に広まり、分子流から中間流を対象とした希薄流解析の主流となっている¹⁰⁻¹¹⁾。

DSMC法の解析手順は、初期設定後、(1)各代表粒子を移動させ、(2)境界面に至った代表粒子に対しては境界条件に従って移動・反射・流出させる。そして(3)代表粒子の流入を解析空間へ流入させた後、(4)セル(細分化された解析空間)内に存在する代表粒子間で衝突しうるかどうかが確率判定する。南部の方法は、粒子間の衝突確率の計算を2段階に分ける最大衝突法(衝突可能性がある粒子間に対してのみ厳密な確率計算を行う)を採用することによって大幅な省力化を図る方法である。衝突条件を満たした代表粒子ペアに対して運動量交換を行い、(1)に戻る。(1)~(4)を繰返し、代表粒子の総数や分布等にゆらぎが無くなった後、データの平滑化(サンプリング)を十分に行い、解析を終了する。

3.2 コードおよび妥当性

本研究では、南部らによって公開された DSMC 法コードを基として、高速化手法を一部採り入れ、セル体積に留意して3次元化を行った¹¹⁾。

本コードの妥当性を確認するため、直径D=2.0 mm、長さL=50 mmの円管に対して計算を行った。分子流におけるコンダクタンス(流れやすさ)は次式のように理論的に一意に定まる^{4,12)}。

$$C_{mf} = \frac{1}{6} \sqrt{\frac{2\pi RT D^3}{M L}}$$

分子流～中間流におけるコンダクタンスは次式の Knudsen の半経験式で表される^{13,14)}。

$$C_k = \frac{\pi D^4}{128 \eta L \bar{p}} + \frac{1}{6} \sqrt{\frac{2\pi RT D^3}{M L}} \left(\frac{1 + \sqrt{\frac{M D \bar{p}}{RT \eta}}}{1 + 1.24 \sqrt{\frac{M D \bar{p}}{RT \eta}}} \right)$$

ここで、 \bar{p} は上流圧と下流圧の平均、 η は粘性係数である。分子流であれば両式は一致する。

温度T=300 Kのアルゴン(分子量M=131.29)流量0.001～2.000 sccmに対して、上式から求解されるコンダクタンスと本コードで求解されたコンダクタンスの比較した結果、 K_n が0.1以上の圧力領域において、本コードによる解析値はKnudsenの半経験値とよく一致していた。温度350,400 Kにおいても同様の一致性がみられたため、本コードは K_n が0.1以上の圧力領域において妥当性があると考えられた。

4. 結果および考察

本コードを用い、真空槽および電気推進機を対象に数値解析を行った。解析対象の円筒型真空槽形状を表1に示す。C1は高真空排気ポンプ(直径0.8 m)4台の基準ケースである。電気推進機の大型化に対応する真空槽形状の知見を得るため、C2～C4はポンプ数を2倍の8台とした。いずれのケースも上流側壁面に副槽を設けている。

表1 解析対象諸元(真空槽形状)

case	径 m	長 m	ポンプ位置・台数			
C1	2.0	5.0	1.5 (2)	3.5 (2)		
C2	2.0	10.0	1.5 (2)	3.5 (2)	6.5 (2)	8.5 (2)
C3	2.8	5.0	1.5 (4)	3.5 (4)		
C4	2.0	6.0	1.5 (2)	3.5 (2)	5.5 (4)	

1.5 (2) は、上流側壁面から下流1.5 mの円周上にポンプを2台等配、を意味する

解析対象のイオンスラスタ(IT1, IT2), ホールスラスタ(HT), アークジェット(AJ)の諸元を表2に示す。これらの諸元は代表的な電気推進機を参照して定めた。Vsは加速電圧, hは推進剤利用効率, aはビーム拡がり角, Qは流量を示す。

表2 解析対象諸元(電気推進機)

種別	推進剤	スラスタ			中和器		
		Vs V	h -	a deg	Qm sccm	Qn sccm	b deg
IT1	Xe	1500	0.85	20	2.5	0.5	45
IT2	Xe	1000	0.85	20	8.0	0.5	0
HT	Xe	250	0.90	40	50	0.5	90
AJ	H ₂	(0.1)	(1.0)	20	3360	-	-

bはスラスタ軸と中和器軸のなす角(b=0のとき平行)

4.1 電気推進機の種類による違い

真空槽C1における電気推進機4種の作動時圧力分布を図1に示す。推進機種によって流量が異なるため真空槽内圧力絶対値が異なるが、それぞれの図中の表示上限圧力は表示下限圧力の2倍となるように描画しているため、圧力分布の偏在性については推進機種に由来するものといえる。この図から以下のことが推察される。

[イオンスラスタ]ビーム拡がり角が小さいため、下流壁側の圧力が比較的大きい。また中和器のなす角が圧力分布の偏在を生じさせている。

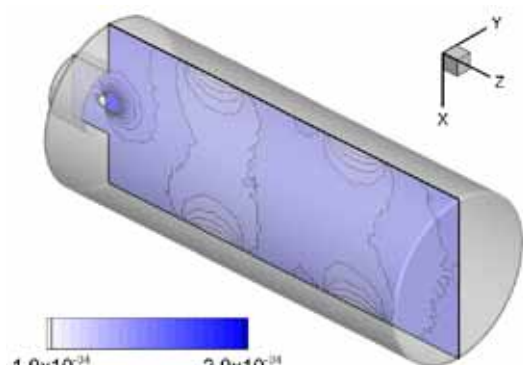
[ホールスラスタ]ビーム拡がり角が大きいため、上流壁側の圧力が比較的大きい。また圧力分布は比較的一様性がある。

[アークジェット]スラスタからジェット噴流のように排出されている。上流壁側と下流壁側で圧力が大きく異なっており、下流側ポンプの排気負荷が大きいの。

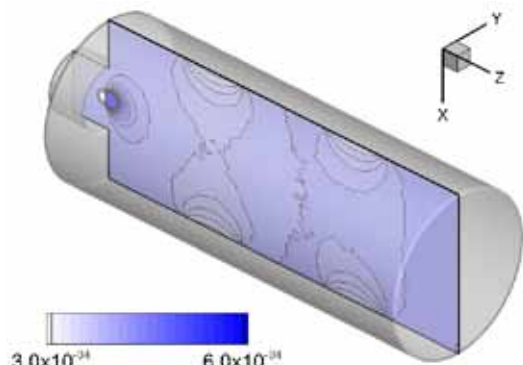
これらのことから、推進機種によって最適な真空槽の設計(形状やポンプ位置)が異なることが十分推察できる。

4.2 推進機設置位置による違い

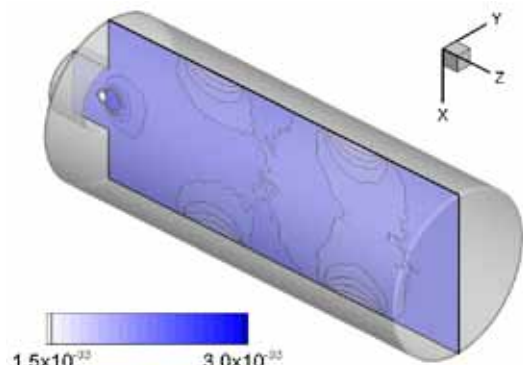
真空槽C1における推進機IT1の設置位置に対する圧力分布を図2に示す。この図から、設置位置が上流壁から離れるほど下流側圧力が上昇することがわかる。また、上流壁近傍に設置している場合には推進機近傍の圧力が高いこともわかった。推進機に与える影響を評価するためには、イオン流れを含めた解析が必要となるが、最適な推進機設置位置があることは推察できる。なお、副槽内に推進機を設置すると推進機近傍圧力は顕著に高くなることも確かめられた。



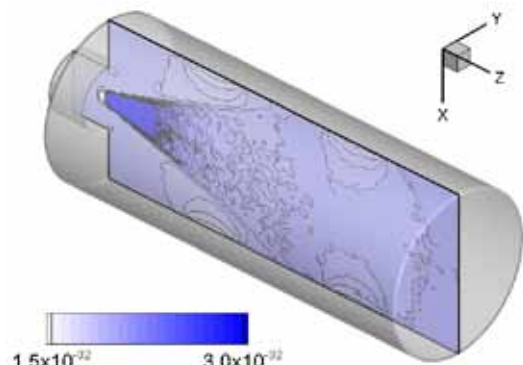
(a) イオンスラスタ 1 (IT1)



(b) イオンスラスタ 2 (IT2)

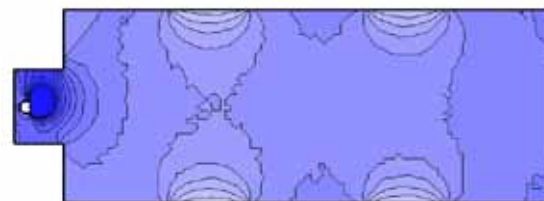


(c) ホールスラスタ (HT)



(d) アークジェットスラスタ (AJ)

図 1 圧力分布 (推進機種, C1)



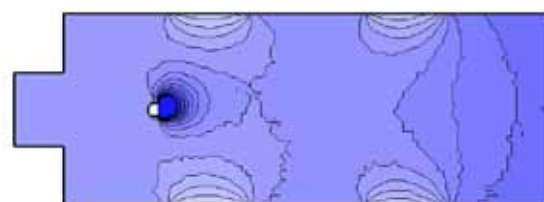
(a) $z = -30$ cm (副槽内)



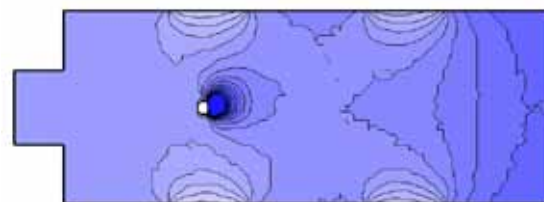
(b) $z = 0$ cm (上流壁面位置)



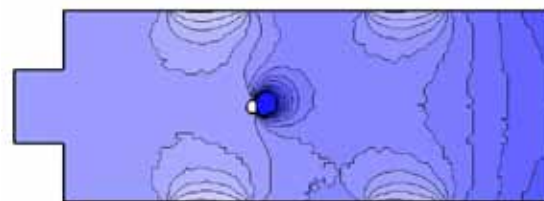
(c) $z = 50$ cm



(d) $z = 100$ cm



(e) $z = 150$ cm



(f) $z = 200$ cm

図 2 圧力分布 (推進機設置位置, C1, IT1)
(圧力スケールは図 1 (a) と同じ)

4.3 真空槽形状による違い

図3に推進機 IT1 作動時の真空槽中心軸上圧力を示す。真空槽 C1 に比べポンプ数2倍の真空槽 C2~C4 においては推進機 IT1 作動時流量を2倍にしている。2.2節で述べたように理論的には4ケースとも同じ平均圧力になるが、この図からわかるように、平均圧力も圧力分布も異なっていることがわかる。電荷交換反応に影響を与える推進機近傍の推進剤(中性粒子)圧力を下げるには、真空槽長さを延長してポンプを増加させるよりも、真空槽直径を大きくしてポンプを増加させた方がよいことがわかる。詳細な評価検討が必要であるが、4.1節および4.2節と併せて考慮すると、最適な真空槽形状やポンプ設置位置・数は推進機種や設置位置によって異なることが推察される。

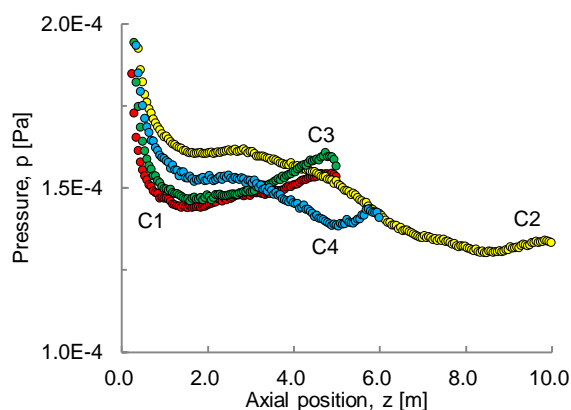


図3 中心軸上圧力(真空槽形状, IT1)
(C2~C4はC1に比べポンプ数・流量が2倍)

4. まとめ

電気推進機の地上試験装置(真空装置)内作動における推進剤流れを数値解析した結果、電気推進機の種類・作動条件に応じて、真空槽形状やポンプ設置位置・数、推進機の設置位置の最適化が必要であると推察された。より詳細な評価を多く行うことにより、宇宙空間作動時との推進性能差を抑制する手法や耐久性性能の信頼性向上手法についての知見が得ることが今後の課題である。

本研究の一部は、文部科学省科学研究費の助成を受けて実施された。

参考文献

- 1) J. S. Snyder, J. Baldwin, J. D. Frieman, M. L. R. Walker, N. S. Hicks, K. A. Polzin and J. T. Singleton: Flow Control and Measurement in Electric Propulsion Systems: Towards an AIAA Reference Standard, IEPC-2013-425, 33rd International Electric Propulsion Conference, USA, 2013.
- 2) 國中均: 大電力 EP の世界の動向と日本の取り組み, 平成24年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2012-019, 2013.
- 3) F. Tanaka and Y. Nakayama: Experimental Visualization of Ion thruster Neutralization Phenomena, 33rd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2013-107, USA, 2013.
- 4) 日本機械学会: 原子・分子の流れ 希薄気体力学とその応用, 共立出版, 1996.
- 5) 栗木恭一, 荒川義博: 電気推進ロケット入門, 東京大学出版, 2003.
- 6) 荒川義博, 國中均, 中山宜典, 西山和孝: イオンエンジンによる動力航行, コロナ社, 2006.
- 7) 渡邊裕樹, 竹ヶ原春貴: イオンエンジン作動原理および搭載状況, Space Japan Review, No.70, 2010.
- 8) D. Goebel, J. Polk, I. Sandler, I. Mikellides, J. Brophy, W. Tighe, and K. Chien: Evaluation of 25-cm XIPS® Thruster Life for Deep Space Mission Application, 31st International Electric Propulsion Conference, IEPC-2009-152, USA, 2009.
- 9) J. Gonzalez and G. Saccoccia: ESA Electric Propulsion Activities, 32nd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2011-329, Germany, 2011.
- 10) 保原充, 大宮司久明: 数値流体力学, 東京大学出版, 1992, 第5章.
- 11) 中山宜典, 竹ヶ原春貴: DSMC 法解析コードの高ベクトル化率コーディング, 日本機械学会論文集(B 編), 第65巻, 第633号, 1999.
- 12) アルバック: 新版 真空ハンドブック, オーム社, 2002.
- 13) F. Sharipov and V. Seleznev: Data on Internal Rarefied Gas Flows, J. Phys. Chem. Ref. Data., Vol. 27, No. 3, 1998.
- 14) 松田七美男, 佐藤吉博, 齊藤芳男: 拡散方程式の定常解に基づく分子流コンダクタンス値, 第50回真空に関する連合講演会プロシーディングス, Vol. 53, No. 3, 2010.