

論文

소형위성의 궤도전이 및 보정을 위한 홀 추력기의 설계

선종호*, 강성민*, 김연호*, 전은용*, 최원호**, 이종섭**, 서미희**

Development of Hall-effect Thruster for
Orbit Correction and Transfer of Small SatellitesJongho Seon*, Seongmin Kang*, Yonho Kim*, Eunyong Chun*,
Wonho Choe**, Jongsub Lee** and Mihui Seo**

ABSTRACT

A small Hall-effect thruster with a thrust range near 10 mN and a specific impulse of about 1500 s has been designed to control or maintain the orbits of small satellites. The thruster system consists of a hall-effect thruster head, a power processing unit and a Xenon (Xe) gas feed system. The total mass, the consumed electric power and the efficiency of the thruster are approximately 10 kg, 300W and 30%, respectively. Analyses results that support the selection of the thruster for small satellites are provided along with a brief description of the thruster system.

초 록

소형 인공위성의 궤도전이 및 보정을 위하여 추력이 약 10 mN이고 비추력이 1500 s 인 홀 방식 전기추력기를 설계하였다. 개발된 추력기는 홀 방식의 추력부, 전력공급부 및 연료 공급부로 구성되어 있고, 무게, 소모전력 및 효율은 각각 10 kg, 300 W 및 30% 정도이다. 개발된 추력기 시스템에 대한 간략한 소개를 홀 방식의 추력기를 선택하게 된 배경해석과 함께 기술하였다.

Key Words : 홀 추력기(Hall Thruster), 소형위성(Small Satellite), 궤도보정(Orbit Correction), 궤도전이 (Orbit Transfer)

1. 서 론

우리나라는 우주 분야의 집중적인 투자로 다 목적 실용위성 1호, 우리별 1, 2, 3호, 과학위성 1호등을 보유 운영하였으며 향후 10년 동안 10기 이상의 위성을 추가로 발사할 예정이다. 소형위성 기술은 향후 편대비행 (Formation Flying) 이나 위성군 (Constellation)등의 “분산화”를 통하

여 고난이도의 임무를 수행할 수 있도록 발전할 것이며 소형위성 (< 500 kg)용 전기 추력기는 우리나라가 보유한 소형위성 기술의 발전에 필요한 핵심 부품이다. 지금까지 주로 사용된 위성용 추력기는 화학식 추력기로써 구조가 간단한 단일추진제 방식과 추력 레벨이 비교적 높은 이원추진제 방식이 있다. 이들 추력기는 높은 추력 (Thrust)을 낼 수 있고 비교적 구조가 간단하다는 장점이 있으나 낮은 비추력 (Specific Impulse)에 기인하여 연료의 소모가 많아 무게나 부피에 제약을 많이 받는 소형위성에는 부적합할 수 있다. 위성의 궤도 보정을 위한 임무 ($\Delta V \sim 100$ m/s)에서 전기 추력기는 화학식 추력기에 비해 연료 사용량을 10-50 kg 까지 절약해 주

† 2009년 1월 5일 접수 ~ 2009년 4월 24일 심사완료

* 정희원, (주)썬트레이 우주기술연구소

교신저자, E-mail : jhseon@satreci.com

대전시 유성구 전민동 461-26번지

** 정희원, 한국과학기술원 물리학과

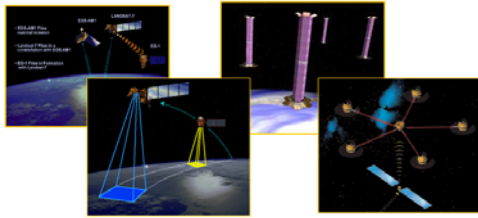


그림 1. 다수의 위성을 운영한 임무의 예

고 이는 탑재체 (Payload)의 수용능력을 증대시키는 효과를 낼 수 있다. 본 논문은 소형위성의 궤도를 보정하고 천이하는 용도의 추력기 종류 중 소형위성에 적합하다고 판단되는 홀 (Hall) 방식 전기추력기의 설계를 위한 기본연구이다. 2.1 에서는 추력기의 선정에 관한 기본적인 해석을 요약하였고 2.2에서 홀 추력기의 작동원리에 대한 내용을 기술하였다. 2.3과 2.4에서는 추력기의 설계를 위한 수치해석과 시스템의 구성에 대하여 간략히 논의하였다.

II. 본 론

2.1 추력방식 선정

추력방식을 선정하기 위해서는 가장 먼저 추력기의 임무를 정의하고 이어서 이 임무를 수행하는데 필요한 ΔV 의 계산을 수행해야 한다. 본 과제에서의 추력기는 궤도보정을 위한 것으로 가정하였다. 즉 인공위성이 주어진 임무를 달성하기 위해 필요로 하는 궤도를 임무기간 동안 유지하는데 필요한 궤도유지 작업을 추력기가 수행하는 것이고 대상이 되는 인공위성은 200 kg급의 소형위성으로 가정하였다. 또한 위성의 궤도는 680 km고도의 태양동기궤도이며 위성의 수명은 5년이라고 가정하였다. 이 기간 동안 태양의 흑점활동이 활발하여 위성고도에서의 대기밀도가 최대값을 유지한다고 가정하였다[1]. 표 1은 200kg급 소형인공위성이 궤도를 유지하는데 필요한 ΔV 를 계산한 내용을 요약하고 있고, 이를 바탕으로 계산한 ΔV 는 설계에 반영하는 여분 (~13 m/s)을 포함하여 100 m/s 이다.

궤도보정을 위한 ΔV 가 약 100 m/s 일 때 추력방식에 따라 소모되는 연료의 무게는 대략 비추력 (Specific Impulse)이 50 s 인 저온기체 (Cold Gas) 방식의 경우 36 kg, 비추력이 300 s 인 이원액체 (Liquid bipropellant)의 경우 6.7kg, 500 s인 열전 (Electro-thermal) 방식은 4 kg, 그리고 1500s 인 홀 (Hall) 방식 전기추력기는

표 1. 위성의 궤도와 추력기 ΔV 계산

고도	680 km	
궤도주기	98.4 min	
궤도경사각	98.3°	
위성체 단면적	3.0 m ²	
Drag Coefficient	2.2	
위성의 무게	200 kg	
Mission Lifetime	5년	
대기밀도	5 × 10 ⁻¹³ kg/m ³	
항목	ΔV	비고
대기저항보상	73.9 m/s	
태양풍압 보상	0.1 m/s	
발사체 투입오차 보상	13.1 m/s	0.1°
총합	87.1 m/s	

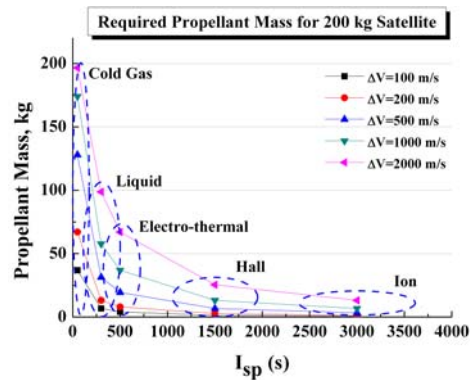


그림 2. 추력방식에 따른 연료무게의 변화

1.4 kg 정도이다. 아래의 그림 2에 추력방식에 따른 필요연료량을 서로 다른 ΔV 값에 대하여 요약하였다. 그림 2는 ΔV 값이 커질수록 전기추력기 방식의 추진시스템이 효율적일 수 있음을 보여준다.

비추력과 더불어 추력기 특징을 정의하여 주는 추력 (Thrust Force) 또한 추력방식에 따라 크게 차이가 나므로 추력기의 동작시간에 대한 해석을 수행하였다. 표 2는 추력기의 성능을 나타내는 비추력과 추력의 일반적인 값을 추력방식에 따라 비교해 놓은 것이다.

표 2. 추력기의 일반적인 특징

종류	비추력(s)	추력 (N)
Cold Gas	50 - 70	0.05 - 200
Liquid	150 - 350	5 - 10 ⁶
Electro-thermal	150 - 700	0.05 - 5
Hall/Ion	1500 - 6000	0.005 - 0.5

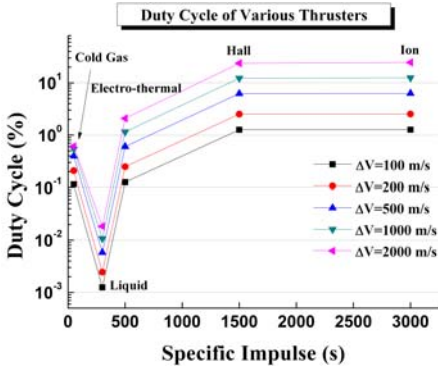


그림 3. 추력에 따른 추력기의 Duty Cycle

표 2에서 알 수 있는 바와 같이 추력의 크기에 따라 주어진 ΔV를 달성하는데 걸리는 시간이 크게 차이가 날 수 있는데 추력이 너무 크면 정확한 제어가 힘들어 질 수 있고, 추력이 너무 작으면 위성이 활용되는 동안 대부분 추력기를 작동하여야 할 가능성이 발생할 수 있다. 그림 3에서 확인할 수 있듯이 추력이 작은 전기추력기의 경우 전체 임무기간 5년 중 1~2% 정도의 Duty Cycle로써 ΔV=100m/s를 달성할 수 있다. 따라서 추력이 작으나 연료효율이 좋은 전기추력기를 활용한 저궤도 위성의 궤도보정 수행이 충분히 가능한 것으로 판단된다.

전기추력기의 대표적인 두 방식인 이온 추력기와 홀 추력기는 각각 상대적으로 더 높은 비추력과 추력밀도 (Thrust Density)로 비교된다. 이온추력기의 경우 추력을 발생시키는 이온전류는 Child-Langmuir 법칙[2]에 따라 다음과 같은 최대값을 갖게 된다.

$$j = \frac{4}{9} \sqrt{\frac{2q}{m}} \epsilon_0 \frac{V^2}{d^2}$$

여기서 j는 전류 (Current Density), V는 가속전압 (Accelerating Voltage), d는 전극간의 거리, q와 m은 각각 가속되는 입자의 전하와 질량이다. 이온추력기의 경우 입자가 가속되는 전극간의 거리가 보통 수 mm이므로 그림 4에서는 3mm에 해당하는 이온추력기의 지름을 가속전압과 전류의 함수로 표시하였다. 여기에서 보듯이 위성용 궤도보정을 위한 이온추력기의 경우 10 cm 이상의 외경이나 1000V이상의 고전압을 사용하여야 할 경우가 빈번하게 된다. 그에 반하여 전기장과 자기장의 조합을 이용하여 방전 및 가속을 하게 되는 Hall방식의 추력기는 공간전하에 의하여 제약되는 (Space-Charge Limited) Child-Langmuir

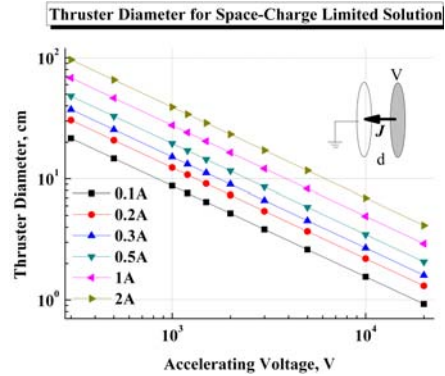


그림 4. Child법칙을 따르는 추력기의 방전전압에 따른 외경

의 법칙을 따르지 않아 단위면적당 추력이 높으므로 소형위성용 추력기로써 적절하다고 판단된다.

즉 궤도보정을 위한 소형위성용 추력기의 경우 앞의 해석에서처럼 비추력이 약 1500 s이고 추력이 10 mN급 정도만 되어도 기능상의 요구조건을 충분히 만족하고 무게, 공간 및 전력 등의 제약이 대형위성에 비하여 상대적으로 큰 점을 고려하여 Hall 방식의 추력기를 선정하였다.

2.2 홀 추력기의 동작원리

홀 추력기는 크게 추력부, 전력부 및 연료부로 구성된다. 전력부는 태양 전지판에서 발생한 전기로 대전된 입자를 가속시켜주는 전기적인 힘으로 바꾸는데 사용되며, 연료부는 추력기에 필요한 연료를 저장하고 제어 공급해 주는 기능을 수행한다. 추력부는 공급된 전기와 연료를 바탕으로 실제 추력을 발생 시킬 수 있는 기능을 구현해 주는 장치로 다음의 항목으로 구성된다.

- 양극 (Anode): 중성 Gas인 Xenon을 공급해주는 역할을 하며 약 +300V의 전압이 인가된다. 이 전압은 충돌 이온화를 거쳐 생성된 Xe 이온을 가속해 주는 기준 전압이다.
- 음극 (Cathode): 가열된 Heater를 통하여 열전자 (Thermal Electron)를 방출하며, 여기서 방출된 전자의 일부는 양극에 가해진 +전압에 반응하여 가속되며, 양극에서 방출된 중성 Xe Gas와 충돌하여 추력을 발생시키는 Xe+를 발생시키는 주요 역할을 한다. 주로 Hollow Cathode형태를 사용한다.
- 가속 Channel (Acceleration Channel): 양극을 기준으로 하여 Xe+가 진행되는 방향으로 형성된 물리적 공간으로 중성 Gas인 Xe의 이온

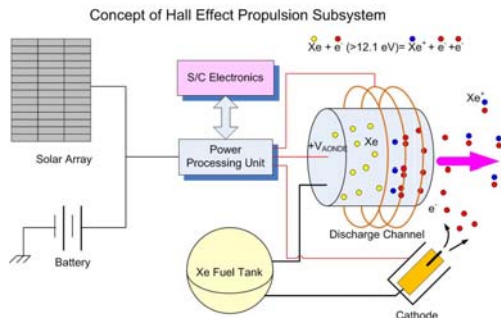


그림 5. 홀 추력기의 개념적 설명도

화와 이온화된 Xe⁺가 가속되는 물리적 공간이다. 보통 가속 Channel의 벽은 Xe⁺등의 충돌로 발생하는 이차방출전자를 줄일 수 있는 물질로 선택하여 가공한다.

- 전자석 (Magnet): 홀 추력기가 동작하기 위해서는 가속 채널 및 그 주변의 자기장의 형태가 매우 중요하며, 홀 추력기의 전자석은 전자의 포획시간 (Trapping Time)을 늘려서 많은 중성 Xe가 이온화 될 수 있도록 설계되어야 한다.

홀 추력기 추력부의 물리적 특징은 그림 5와 같다. 음극에서 나온 전자는 양극에 가해진 양전압을 향하여 가속부 채널을 지나 양극 쪽으로 이동하게 되고 양극에서 방출된 중성 Xe Gas와 충돌을 통해 이온화가 이루어진다. 이온화된 양이온은 순차적으로 양전압에 의해 양극의 반대쪽으로 가속되게 되며, 이 가속을 통해 위성은 추력을 얻을 수 있다. 가속 채널 내부의 물리적인 구조는 크게 이온화 지역 (Ionization Zone)과 가속화 지역 (Acceleration Zone)으로 구성되며 이들 두 지역은 분리되어 채널에 존재한다. 홀 추력기가 동작하기 위해서는 양극에 가까운 쪽으로 이온화 지역이 형성되고 채널의 끝 부분에 가속화 지역이 존재하여야 한다.

2.3 수치해석

추력기 가속채널 내에서의 전자 및 이온의 운동방정식을 풀기 위해서는 Particle-In-Cell (PIC) 수치해석이 가장 적합하다고 판단하였으며 이를 위해 UC, Berkeley가 개발한 XOOPIC[3]을 이용하여 연구를 수행하였다. XOOPIC의 주요 특징은 다음과 같다.

- Object Oriented PIC Code with XGRAFIX
- 2-D Relativistic EM PIC code
- 사용자의 다양한 경계조건 및 초기조건을 최소한의 Code 수정을 통해 수용

- Leap Frog방식을 통한 TM and TE field advance

XOOPIC을 이용하여 전기추력기를 모사하기 위해서는 추력기의 구조를 입력하고 이를 설계에 반영하여야 하는데 다음과 같은 모델링을 통해 추력기를 모사하였다. 아래의 그림에서처럼 홀 추력기를 4.5 cm x 5 cm의 크기로 가정하고 각각 0.1 cm x 0.1 cm의 cell로 나누었다. 따라서 전체 simulation cell의 수는 45 x 50 = 2250개 이다.

본 과제에서 사용한 XOOPIC 수치해석의 초기 조건은 다음과 같다[4].

- Initial Plasma Density = 1×10^{17} (/m³)
- Neutral Density = $2.5 \times 10^{19} \sim 2.5 \times 10^{20}$ (/m³)
- # of Real Plasma/ # of Simulation Particle = 1×10^7
- # of Simulation Grids = 50×45
- Simulation $\Delta t = 1 \times 10^{-12}$ s ($\omega_p e \sim 1.8 \times 10^{12}$)
- # of Particles / Cell = 50 (initial total # of particles $\sim 10^5$)
- $M_{Xe} = 100 M_e$
- $T_e = T_b = 3$ eV, $T_i = 0.1$ eV
- Beam Current = 0.5A

홀 추력기의 설계에 있어 고려해야 할 사항 중 가장 중요한 것 중의 하나는 자기장의 구조 및 세기이다. 자기장의 해석은 Finite Element Method Magnetics (FEMM) 해석을 통하여 수행하였고 이를 XOOPIC의 주요 입력변수로 사용하였다.

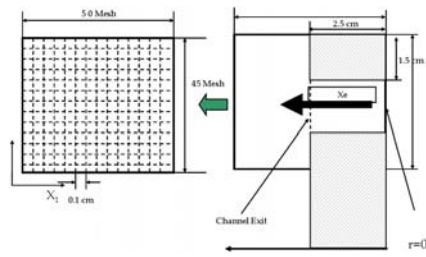


그림 6. XOOPIC을 이용한 추력기 모델링

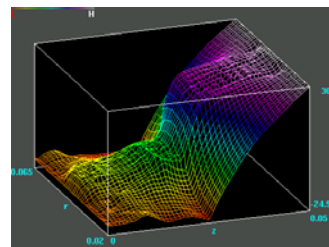


그림 7. 수치해석 전압분포 결과 (t=7.9 x 10⁻⁸ s)

XOOPIC을 통하여 초기방전이 Hall 추력기의 가속채널에서 이루어 질 수 있음을 확인하였다. 수치해석의 다른 쪽 끝에서 수치해석 영역을 빠져나가는 Xe+ 양이온의 에너지 분포를 획득하여 분석하여 본 결과 비추력 1500s가 충분히 달성될 수 있음을 확인 할 수 있었다. 그러나 XOOPIC 은 가속채널에서 충돌이온화 (Collisional Ionization)에 의해 변환되는 중성입자와 이온 간의 self-consistent한 계산이 이루어 지지 않고 중성입자를 시간에 따라 변화되지 않는 배경입자 (Background Neutral)로 처리하는 단점으로 인하여 실험에서 관측되는 steady-state에서의 물리량을 계산 하지는 못하였다. 이는 향후 지속적인 연구를 통하여 보완해 나갈 계획이다.

2.4 시스템의 구성

본 논문에서 논의하는 방식은 원통형 추력기 [5] (Cylindrical Hall Thruster) 혹은 그 변형으로 CHT는 작은 크기로 제작되는 홀 추력기에서 가속 Channel의 면적을 상대적으로 줄임으로써 추력기의 수명을 결정하는데 결정적인 역할을 하는 Erosion Rate를 낮추고 이온화 율을 높인 방식이다. 원통형 추력기는 기존의 환상형 (Annular) 방식의 추력기와 달리 추력기 가속채널내 에서의 자기거울 (Magnetic Mirror)효과를 이용하여 전자를 구속하는 방식이라는 점이 가장 두드러진 차이점의 하나이다. 또한 환상형과 원통형 추력

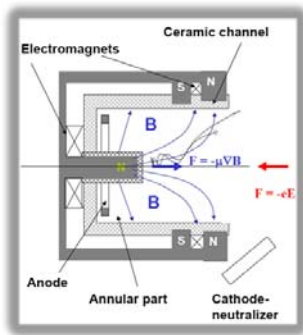


그림 8. 원통형 추력기의 개념 동작원리 [5]

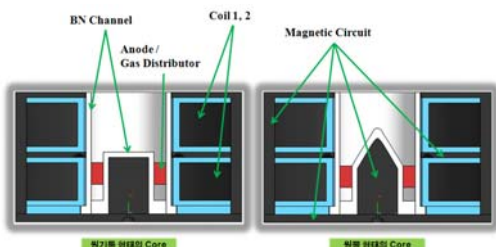


그림 9. 원기동 형태와 원뿔 형태의 추력기

표 3. 개발된 홀 추력기의 사양

항목	사양	비고
전력	200~400 W	
추력	~10 mN	
비추력	1500 s	
효율	~ 30%	>35% 목표
수명	500 시간	시험예정

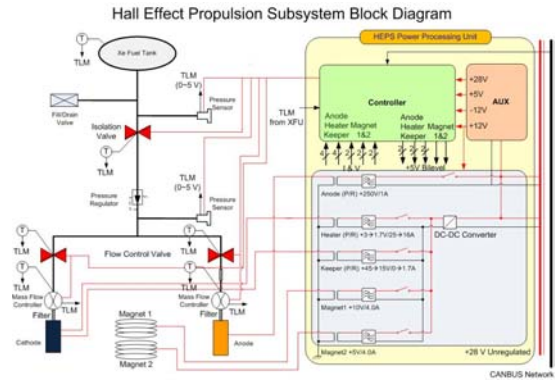


그림 10. 개발된 추력기의 구성도

기의 중간 형태인 원뿔형 추력기도 연구 중이며 (그림 9)에 대한 연구결과는 이어지는 논문에서 부연설명 하였다.

본 연구에서 개발을 목표로 하는 추력기의 규격을 요약하면 아래와 같다.

추력기의 동작을 위해서는 추력을 발생하고 적절하게 공급해 주는 연료부 (Xenon Feed Unit), 인공위성의 전력을 받아들여 가공하고 추력부에 전원을 공급하여주는 전력부 (Power Processing Unit) 등이 필요하게 된다. 그림 10은 개발된 추력기의 구성도이며 추력부, 연료부 및 전원공급부의 기능적인 연결을 도식적으로 나타내 준다.

표 4. 제논공급장치 (XFU)의 사양

항목	사양	비고
연료무게	< 2kg	
저장압력	~ 60 bar	150 bar 목표
밸브방식	Solenoid	
양극유량	~ 7 sccm	
음극유량	~ 1 sccm	
동작전원	+28V DC	

표 5. 전원공급장치 (PPU)의 사양

항목	사양	비고
입력전압	+28V	Unregulated
전원	양극	300V/1A
	히터	35V/1A
	키피	15V/1.7A
	전자석1	10V/4A
효율	> 80%	

아래의 블록 다이어그램이 보여주듯이 홀 추력기는 연료부로부터 양극 (Anode)과 음극 (Cathode)에 중성 제논 (Xe)을 공급받아 가속채널에서 이온화 및 가속을 수행한다. 이때 방전전류를 결정하는 주요 변수중의 하나인 양극의 중성 Xe 유량이 대략 7 standard cubic centimeter per minute (sccm)이고 음극에 흘러들어가는 중성 Xe의 유량이 1 sccm정도가 될 수 있도록 연료부를 구성하여야 한다.

PPU는 양극, 음극 및 전자석등에 필요한 전원과 연료부의 Valve등을 구동하는데 필요한 전원을 공급하고 인공위성과의 전기적 접속 (Interface)을 주관하는 기능도 수행한다. PPU는 양극에 약 300V/1A의 전원을 충분히 공급할 수 있게 설계되어야 한다. 또한 음극의 대표적인 형태인 Hollow Cathode에서 필요로 하는 Heater 및 Keeper의 전압과 전류를 제어할 수 있도록 구현된다.

III. 결 론

소형위성의 궤도보정에 적합한 10 mN 추력급의 홀 방식의 전기추력기를 설계하였다. 선택 가능한 추력기 방식 중에서 홀 방식 추력기를 선택하게 된 배경 해석을 기술하였으며 이를 바탕으로 목표 사양을 정하고 이를 구현할 수 있는 시스템의 개념을 설정하였다. 또한 추력기 가속채널에서의 방전이 성공적으로 일어날 수 있는 가능성을 보여주는 수치해석 결과도 논의하였다.

참고문헌

- 1) Wiley, J. L and J. R. Wertz, Space Mission Analysis and Design, Kluwer Academic Publishers, 1992.
- 2) Child, C. D., Discharge from hot CaO, Phys. Rev., vol.32, 1911, pp. 492.
- 3) Verboncoeur, J. P, A. B. Langdon and N. T. Gladd, An object oriented electromagnetic PIC code, Computer Phys. Comm. Vol. 87, 1995, pp. 199~211.
- 4) Bouchoule, A., J. P. Boeuf, A. Heron, and O. Duchemin, Physical Investigations and developments of hall thrusters", Plasma Phys. Cont. Fusion, Vol. 46, 2004, pp. B407~B421
- 5) Raitses, Y. and N. J. Fisch, Parametric investigations of a nonconventional Hall thrusters, Phys. of Plasmas, Vol. 8, 2001, pp. 2,579-2,586.