

## ECR 방식 이온추력기 기본 설계

김수겸\*, 유명중\*\*, 최승운\*\*\*

### Preliminary Design of ECR Ion Thruster

Su-Kyum Kim\*, Myoung-Jong Yu\*\*, Seung-Woon Choi\*\*\*

#### Abstract

Ion thruster is a kind of electrostatic thruster that use electrostatic field in order to accelerate ionized propellant. Ion thruster have characteristics of small thrust but very high specific impulse among the electric thrusters. High specific impulse can reduce propellant consumption significantly. So, ion thruster have advantage for long time and long distance mission. Recently, plans for space exploration is increasing gradually not only at traditional forward countries for space like USA, Russia and Europe, but also other countries like Japan, China and India. Exploration for superior planets and asteroids the propellant ratio can go up to about 99% when chemical propulsion is used as a cruising thruster. Therefore, latest space exploration vehicles use the ion thruster as main thruster for del-V burn and use monopropellant thrusters for attitude control. In this paper, the development process of preliminary ECR ion thruster and the ECR discharge test results will be presented.

#### 초 록

이온추력기는 전기추력기의 일종으로 높은 추력을 내기가 힘든 단점이 있으나 상대적으로 매우 높은 비추력을 낼 수 있는 장점이 있기 때문에 장거리 혹은 장시간의 우주비행이 요구되는 미션을 위해 활용되는 우주추진기관이다. 최근에 들어 우주탐사에 대한 세계 각국의 관심이 높아져 가고 있고 기존의 미국, 러시아, 유럽 이외에도 일본, 중국, 인도 등이 우주탐사에 나서고 있다. 소행성탐사나 외행성탐사와 같은 장거리 임무의 경우에는 화학식 추력기만을 사용하는 경우 과도한 추진제 적재로 인해 발사 중량이 증가하는 단점이 있어 최근에 들어서는 화학식 추력기와 이온추력기를 조합하여 사용하는 것이 세계적인 추세이다. 본 논문에서는 이온추력기 개발을 위해 수행된 이온화 방식 및 제작 기술과 관련된 연구의 수행 내역과 이온추력기 기본 모델의 제작 결과 및 방전 시험 결과를 소개하였다.

키워드 : 전기추진 (electric propulsion), 이온추력기 (ion thruster), 플라즈마 (plasma), 전자공명 (ECR, electron cyclotron resonance)

---

접수일(2010년 1월 8일), 수정일(1차 : 2010년 4월 9일, 2차 : 2010년 6월 14일, 게재 확정일 : 2010년 10월 1일)

\* 위성열/추진팀/skim@kari.re.kr    \*\* 위성기술실/mjyu@kari.re.kr    \*\*\* 위성전자팀/antelch@kari.re.kr

## 1. 서 론

우주에서 사용할 수 있는 추진기관은 크게 추진체의 화학에너지를 이용하는 화학추력기와 전기를 이용하여 추력을 발생시키는 전기추력기로 나눌 수 있다. 고체추진체 및 액체추진체를 사용하는 화학식 추진기관은 화학반응을 통해 발생하는 에너지를 이용하여 추진력을 발생시키며 일시에 큰 추력을 발생시킬 수 있는 장점을 가지고 있지만 추진체의 화학에너지만을 이용하기 때문에 원하는 추력을 얻기 위해서는 추진체 소모량이 매우 커지게 된다. 이에 비해 전기추력기는 인공위성이나 탐사선의 태양전지판이나 핵연료에 의해 생산된 전기를 이용하여 추력을 얻게 되고 사용가능한 전기에너지의 제한으로 인해 추력은 상대적으로 낮은 편이지만 추진체 사용량을 크게 줄일 수 있어 비추력이 상대적으로 큰 특징을 가진다.

전기추력기에는 일반 화학추력기에 전기를 이용하여 열에너지를 가해 추력을 증가시키는 방식에서부터 이온화된 분자를 전압차나 전자기장에 의해 가속시켜 추력을 얻는 방식까지 다양한 종류가 있지만 이중에서도 홀추력기 및 이온추력기와 같은 정전기식 추력기는 플라즈마를 발생시켜 일정한 전기장 내에서 가속시켜 추력을 얻는 추력기로 높은 비추력과 높은 효율을 동시에 얻을 수 있는 장점이 있다.

최근에 들어 우주탐사에 대한 세계 각국의 관심이 높아져 가고 있고 기존의 미국, 러시아, 유럽 이외에도 일본, 중국, 인도 등이 우주탐사에 나서고 있다. 달탐사 및 화성탐사의 경우에는 상대적으로 이동거리가 짧아 추진체 소모가 많더라도 단기간에 임무수행이 가능한 화학식 추력기가 선호되고 있지만 소행성탐사나 외행성탐사와 같은 장거리 임무의 경우에는 화학식 추력기만을 사용하는 경우 과도한 추진체 적재로 인해 발사 중량이 증가하는 단점이 있어 최근에 들어서는 화학식 추력기와 이온추력기를 조합하여 사용하는 추세이다. 이러한 미션에서는 이온추력기는  $\Delta V$ 를 높이기 위한 순항용 주추력기로 사용하고 화학식 추력기를 자세제어를 위한 보조추력기

로 사용하게 된다[1-6].

우리나라의 경우 인공위성을 위한 단일추진체 추력기 기술은 이미 보유하고 있으나 향후 우주탐사를 수행하기 위해서는 단일추진체 추력기와 조합이 가능한 이온추력기와 관련된 기술을 사전에 확보할 필요가 있다.

본 논문에서는 ECR 방식으로 구동하는 이온추력기 기본 설계 및 그리드 제작을 소개하고 방전 시험을 통한 ECR 방전 검증 결과를 소개하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 ECR 방식 이온화

추진체의 이온화방식은 이온추력기의 종류를 결정하는 설계에서 가장 중요한 요소 중의 하나이며 기술 활용도나 국산화 등 다양한 요소가 고려되어야 한다. 본 연구에서는 이온추력기의 기본설계에 적용할 이온화방식을 ECR 방식으로 결정하였다.

ECR은 Electron cyclotron resonance의 약자로 자기장 내에서의 전자기파와 전자의 공명현상을 의미한다. 전자는 일정하게 걸려있는 자기장내에서는 로렌츠힘(Lorentz force)에 의해 원운동을 하게 되는데 이러한 원운동이 직선운동과 결합되면 나선운동으로 변하게 된다. 이러한 나선운동은 자기장의 크기변화에 따라 다시 원 위의 한 점이 이동하는 궤적을 나타내는 싸이클로이드(Cycloid) 형태로 나타나게 된다. 이러한 전자가 이동하는 각진동수(Angular frequency)는 다음과 같이 계산될 수 있다.

$$\omega = \frac{eB}{m} \quad (1)$$

여기서  $e$ 는 전자의 전하량,  $B$ 는 자기장 강도,  $m$ 은 전자의 질량을 의미한다. 자기장내에 특정한 각진동수를 가지는 전자기파가 공급되는 경우 전자의 각진동수가 전자기파와 일치하게 되는 위치에서 전자공명 현상이 발생하여 자유전자가 전자기파가 가진 에너지를 흡수하게 된다. 예를 들

어 일반적인 마이크로웨이브의 주파수인 2.45 GHz에서는 자기장 세기가 약 0.0875 T인 위치에서 전자공명이 발생하게 된다[7-8].

ECR 이온추력기는 이러한 전자공명의 원리를 이용하여 플라즈마를 생성하는 추력기로 전자공명을 발생시키기 위해 특정한 주파수의 마이크로웨이브를 챔버내부에 공급하고 외벽에 여러 단으로 자석을 설치하여 자기트랙(Magnetic Track)이 존재하는 자기장을 발생시킨다.

이러한 자기장 내에서는 전자가 로렌츠힘 이외에도 자기장의 그래디언트(Gradient)에 따른 추가적인 힘을 받게 되므로 자유전자는 두 자석 사이의 자기트랙에 갇힌 상태에서 라머운동(Larmor motion)을 하게 된다 이렇게 이동하는 자유전자의 각진동수와 마이크로웨이브의 각진동수가 일치하는 특정한 위치에서는 전자공명이 발생하게 되고 전자가 마이크로웨이브의 에너지를 흡수하게 된다.

이렇게 에너지를 흡수한 전자는 빠른 속도로 중성의 추진제 분자에 충돌하면서 전자를 떼어내 추진제를 이온화시켜 챔버 내부를 플라즈마화하게 된다.

## 2.2 이온화 챔버 및 중화기 설계

ECR을 구현하기 위해서는 우선 챔버 내에 자기장 생성을 위한 영구자석이 필요하고 마이크로웨이브를 공급하기 위한 RF장치 및 챔버 내에 마이크로웨이브를 공급하기 위한 안테나가 필요하다. ECR 방식의 이온추력기의 일반적인 구성은 그림 1과 같다.

이온화 챔버는 SUS430으로 설계되었으며 자기장의 생성을 위한 영구자석은 Sm-Co 재질을 사용하였다.

플라즈마 챔버와 자기노즐 사이에는 세라믹 재질의 스페이서를 사용하였고 챔버 내부에는 1.5GHz의 마이크로웨이브 안테나 및 자유전자를 발생시키기 위한 점화장치를 설치하였다. 또한 플라즈마의 충돌에 의한 자석의 열화를 막기 위해 플라즈마가 발생하는 안테나 주위에 있는 자석의 경우에는 자석 실드를 장착하였다. 표 1과

표 2는 이온화 챔버 및 중화기의 설계 사양을 보여주고 있다.

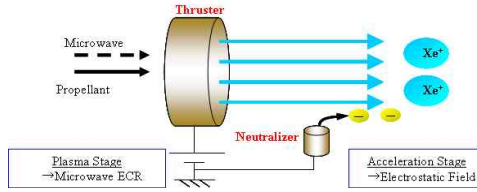


그림 1. ECR ion thruster 개념도

표 1. 이온추력기 방전 챔버 사양 설정

Item	Description
Plasma production	ECR (Electron Cyclotron Resonance) discharge
Thrust	0.5 mN max.
Microwave Power	5 W ~ 10 W
Microwave Frequency	1.97 GHz

표 2. 이온추력기 중화기 사양 설정

Item	Description
Plasma production	ECR (Electron Cyclotron Resonance) discharge
Microwave Power	2.4 W
Microwave Frequency	1.97 GHz

## 2.3 이온추력기 그리드 설계

이온추력기의 그리드 시스템은 이온추력기의 핵심 기술 중의 하나로서 추력기 후단에 구멍이 뚫린 판형의 전극들을 설치하고 각각의 전극 사이에 서로 다른 전압을 걸어 포텐셜 차이를 이용하여 이온화된 분자들을 가속하는 시스템이다. 이러한 그리드 시스템은 이온추력기를 다른 정전기 방식 추력기와 구분하는 핵심적인 요소 중의 하나이며 상대적은 높은 효율과 긴 수명을 가질 수 있게 한다.

이온추력기의 그리드 시스템은 일반적으로 screen/accelerator grid의 2개의 그리드로 이루어져 있거나 여기에 decelerator grid를 추가한 3개

의 그리드로 이루어진다.

이 중 screen grid에는 높은 플러스 전압을 걸고 accelerator grid에는 마이너스 전압을 걸어 전압차를 이용하여 진입한 이온을 가속해 주는 역할을 수행하게 되며 가속된 이온은 decelerator grid를 통과하여 우주공간으로 배출되면서  $m \times u$ 만큼의 추력을 발생시킨다.

각각의 그리드는 이온의 이동하는 경로 및 확산 정도에 따라 서로 다른 크기의 홀들을 가지도록 설계된다. 그리드 홀의 최적 설계에 대해서는 1960년대부터 다양한 연구가 이루어져 왔고 그 결과 screen grid의 경우 전체 그리드 면적의 67%, accelerator grid의 경우 24%의 공간이 홀들로 채워졌을 때 손실이 가장 적고 그리드 시스템이 최적의 성능을 발휘하는 것으로 알려져 있으며 현재 실용화되어 있는 대부분의 이온추력기가 실제로 이러한 설계를 활용하고 있다.

본 연구에서의 그리드 설계는 이러한 연구 결과를 활용하여 이루어졌으며 최종적인 그리드 시스템의 설계는 표 3 및 그림 2와 같다[9-10].

표 3. 그리드 시스템 설계 사양

Properties			Remark
Hole quantity		55	
Hole Diameter (mm)	Screen	2.1	
	Accelerator	1.25	
	Decelerator	1.7	
Open Fraction (%)	Screen	67	
	Accelerator	24	
	Decelerator	48	
Voltage (V)	Screen	250	
	Accelerator	-25	
	Decelerator	-	Ground
Thickness (mm)		1	Carbon graphite
Gap between grids (mm)		0.5	Ceramic spacer

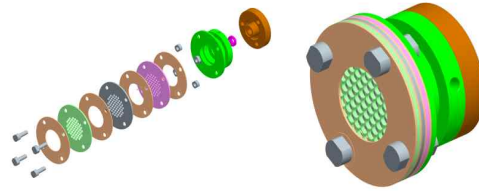


그림 2. 그리드 시스템 설계

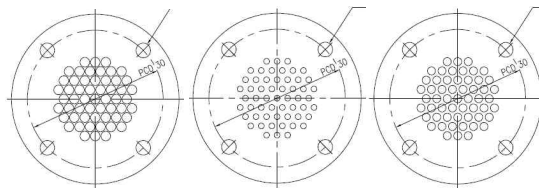


그림 3. 그리드 홀 설계

이온추력기 그리드에 사용되는 전극은 두께가 매우 얇고 그림 3과 같이 내부에 구멍이 다수 존재하고 있어 충격에 매우 약한 구조를 가지고 있으며 특히 accelerator 그리드의 경우 30 km/s까지 가속된 빠른 이온들이 직접 충돌함으로 인해서 쉽게 열화가 발생하게 되므로 충돌에 의한 열화를 잘 견딜 수 있는 특수한 소재를 활용할 필요가 있다. 이온추력기 개발 초기에는 이러한 그리드의 재질로 충돌에 의한 열화 특성이 우수한 몰리브덴 금속을 주로 사용하였으나 소재 기술의 발전에 따라 최근에 들어서는 탄소 계열의 소재를 활용하기 위한 연구가 활발히 진행되고 있으며 일본의 경우에는 소행선 탐사선인 하야부사에 실제 장착된 이온추력기에 탄소 섬유 소재 그리드를 활용하였다. 탄소 계열 소재의 경우 몰리브덴 금속에 비해 강도가 낮고 가공이 쉽지 않은 단점이 있으나 무게가 가볍고 충돌에 의한 열화 특성이 우수한 장점이 있으며 또한 탄소 섬유를 활용하는 경우 진동에 약한 탄소 소재의 단점을 보완할 수 있는 것으로 알려져 있다[9-13].

본 연구에서는 탄소 계열의 소재를 이용하여 그리드를 제작하는 것을 목표로 하여 연구를 진행하였으며 예산 및 기간, 용도 등을 고려하여

탄소 섬유 소재는 제외하고 탄소 그래파이트 소재 중에서 자재 선정을 수행하였다. 그 결과 최종적으로 현재 입수 가능한 탄소 그래파이트 소재 중에서 가장 우수한 특성을 가지는 SGL R8710을 기본 재질로 선정하였다.

## 2.4 이온추력기 그리드 제작 및 조립

그리드 시스템은 탄소 그래파이트 전극, 전기 절연 및 간격 확보를 위한 세라믹 스페이서, 전기 연결을 위한 연결선 등으로 이루어지며 가공 결과는 그림 4에 정리되어 있다.

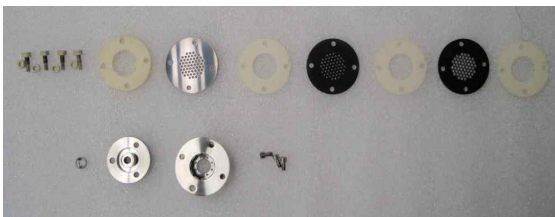


그림 4. 그리드 시스템 부품 가공

이온추력기의 그리드 시스템의 제작과 병행하여 이온화 챔버의 제작을 수행하였으며 이들 부품들을 이용하여 이온추력기 기본 모델의 조립을 수행하였다.



그림 5. 이온추력기 기본 모델 조립 형상

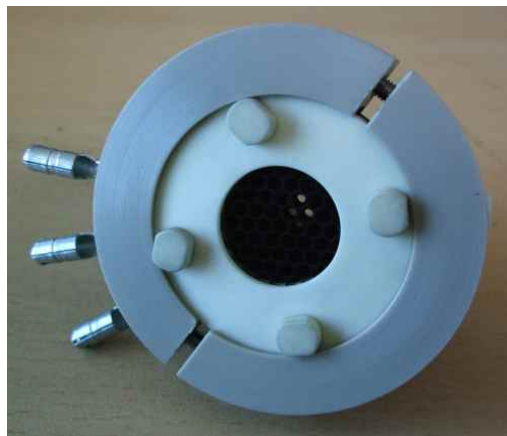


그림 6. 절연 클램프를 적용한 기본 모델 조립 형상

그림 5는 제작이 완료된 이온화 챔버와 그리드 시스템을 조립한 형상을 보여주고 있다. 초기 모델의 조립에서는 그리드의 전극에 전압을 공급하기 위해 그림과 같이 전극이 외부에 노출된 상태로 조립이 수행되었으나 전원 연결이 쉽지 않고 전극 사이에서 쇼트가 발생할 위험이 있어 클램프를 이용하여 전극 사이의 절연을 수행하고 전원 연결 방식을 개선하는 작업을 수행하였다. 그림 6은 이러한 설계 개선에 따라 최종 조립이 완료된 이온추력기 기본 모델을 보여주고 있다.

## 2.5 마이크로웨이브 공급 장치 구성

마이크로웨이브 발생기는 그림 7과 같은 개념 설계를 이용하여 제작이 이루어졌으며 실제 시험

에서는 임피던스 매칭을 위해 장치의 구성 변경을 수행하였다.

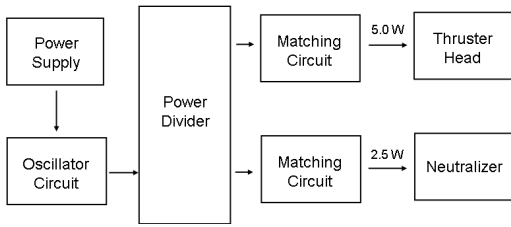


그림 7. 마이크로웨이브 발생기 개념 설계

마이크로웨이브의 전파를 위한 안테나의 경우 원칙적으로  $\lambda/4$ 에 해당하는 길이를 만족하여야 제대로 웨이브의 전파가 가능하나 현재의 안테나 설계는 챔버 크기의 한계로 인해 Feed Through를 이용하여 웨이브의 전파를 수행하고 있다. 하지만 이러한 설계를 적용하는 경우 안테나와 회로의 임피던스가 서로 맞지 않아 발생한 마이크로웨이브의 에너지가 대부분 반사되어 다시 회로로 돌아오는 결과를 가져오게 되며 이를 방지하기 위해서는 임피던스 매칭 작업이 반드시 요구된다. 1차 방전시험을 수행하면서 현재의 회로 구성에서 이러한 웨이브 반사가 매우 높게 나타나 실제 챔버로 에너지가 전달되지 않는 것을 확인할 수 있었으며 이러한 결과에 따라 현재의 챔버 형상에 맞도록 임피던스 매칭 작업을 수행해야 함을 판단할 수 있었다.

임피던스 매칭 작업은 현재의 챔버 형상 및 안테나 사양에 따라 결정되는 임피던스 값을 중간에 회로를 추가하여 마이크로웨이브 발생기 및 케이블과 같은 임피던스 값을 가지도록 조정해주는 작업을 의미하며 회로 제작 후 실제로 돌아오는 에너지를 측정하여 검증을 수행하였다. 그림 8은 임피던스 매칭을 위해 임시로 제작된 회로를 보여주고 있으며 그림 9는 회로 설치 후 측정된 에너지 전달을 보여주고 있다. 그림에서 나타나는 것처럼 1.97 GHz 마이크로웨이브의 경우 99% 이상의 에너지가 전달되고 있음을 확인할 수 있다.

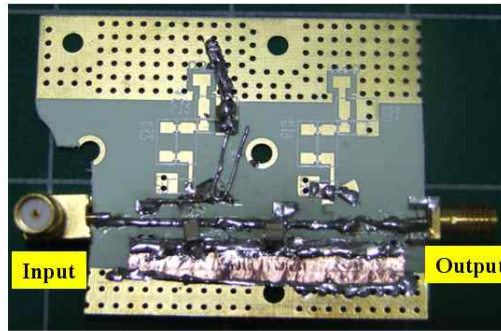


그림 8. 임피던스 매칭 회로

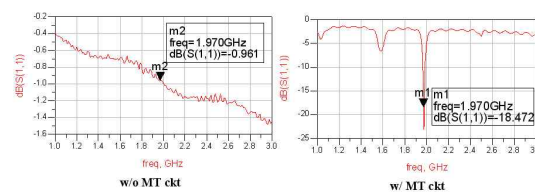


그림 9. 임피던스 매칭 회로 검증 결과

## 2.6 이온추력기 방전시험

이온추력기 성능 검증을 위한 첫 단계로 이온화 챔버의 동작 검증을 위한 방전 시험은 수행하였다. 이온추력기의 방전 시험은 그리드를 장착하지 않은 상태의 이온화 챔버를 이용하여 수행되었다.

방전시험에서는 임피던스 매칭회로를 적용하기 위해 RF 신호발생기, 앰프 및 커플러로 구성된 마이크로웨이브 공급 시스템을 구성하였으며 파워의 모니터링을 위해 스펙트럼 분석기를 활용하였다. 그림 10은 시험을 위해 사용된 신호발생기, 앰프, 스펙트럼 분석기를 보여주고 있다.

이온화 챔버의 방전시험은 ECR 현상의 발생 여부 및 소요되는 전력에 대한 확인 작업에 중점을 두었으며 안전을 위해 추력 발생을 위한 전압은 최소한으로 조절하였다. 초기에는 추력 발생용 전압을 0 V로 둔 상태에서 가속 없이 시험을 수행하였으며 공급된 마이크로웨이브 파워가 약 7 W 정도에서 ECR 방전이 일어나는 것을 그림



11과 같이 확인할 수 있었다. 7 W의 소요전력은 설계 전력인 5 W에 비해 상대적으로 높은 값이지만 현재 챔버가 1.97 GHz에 최적화되지 않은 상태임을 감안할 때 충분히 개선될 수 있는 부분으로 판단되며 이 후 설계 최적화가 필요함을 확인할 수 있었다.

가속되지 않는 상태에서의 ECR 방전의 검증 후에 실제 가속 전압을 건 상태에서의 시험을 수행하였다. 가속 전압은 0 V에서부터 서서히 높이면서 시험을 수행하였고 전압이 높아짐에 따라 이온이 외부로 가속되는 것을 눈으로 확인할 수 있었으나 그림 12에 나타나는 것처럼 약 50 V 전후의 전압이 가해지면서부터 이온화 챔버와 중화기 사이에 스파크가 발생하면서 동작이 멈추는 현상이 발생하여 이 후 고전압에서의 시험을 안전을 위해 수행하지 않았다.



그림 10. 방전 시험용 장비



그림 12 ECR 방전 시험 결과 (with acceleration voltage)

이러한 결과들로부터 ECR을 이용한 Xe 추진제의 이온화과정이 성공적으로 진행되는 것을 확인하였으며 이 후의 설계 개선 사항으로 마이크로웨이브 파장에 따른 자기장 최적화 및 스파크 발생을 막기 위한 절연 보강 작업이 요구됨을 확인할 수 있었다.

### 3. 결 론

본 연구에서는 이온추력기의 개발을 위한 핵심기술을 확보하기 위해 소형 이온추력기 기본 사양 선정과 이온추력기 그리드 설계/제작 및 이를 이용한 기본 모델의 조립을 수행하였다.

상세한 연구수행 내용은 다음과 같다.



그림 11. ECR 방전 시험 결과 (0V 전압)

- (1) 이온추력기 기본 설계 및 자재 선정
- (2) 이온추력기 그리드 부품 가공
- (3) 이온추력기 기본 모델 조립
- (4) 마이크로웨이브 발생기 설계/최적화 수행
- (5) ECR 방전 시험

본 연구에서는 이온추력기 기본 설계 및 그리드 시스템의 개발을 통해 이온추력기 개발을 위한 핵심 설계 기술을 확보하였고 그리드를 적용한 이온추력기 기본 모델의 제작을 완료하여 제작 경험을 축적하였다. 또한 ECR 방전시험을 수행하여 ECR 이온화 챔버가 정상적으로 동작하는 것을 확인하여 향후 고성능 이온추력기 개발을 위한 기반을 마련하였다.

### 참 고 문 헌

1. J. S. Sovey, J. A. Hamley, M. J. Patterson and V. K. Rawlin, "Ion Thruster Development at NASA Lewis Research Center", 10th Symposium on Space Nuclear Power and Propulsion, 1993.
2. M. J. Patterson and V. K. Rawlin, "Derated Ion Thruster Design Issues", IEPC 1991-6902, 1991.
3. V. K. Rawlin, M. J. Patterson and R. P. Gruber, "Xenon Ion Propulsion for Orbit Transfer", AIAA paper 90-2527, 1990.
4. Michael J. Patterson and Scott W. Benson, "NEXT Ion Propulsion System Development Status and Capabilities", NSTC-07-0014, 2007.
5. Hans J. Leiter, Rainer Killinger, Helmut Bassner, Johann Mueller, Ralf Kukies and Tomas Froehlich, "Development and Performance of the Advanced Radio Frequency Ion Thruster RIT-XT", IEPC 2003-0115, 2003
6. H. Kuninaka, S. Satori and Y. Horiuchi, "Continuous Operation Test of Microwave Discharge Ion Thruster System", AIAA paper 95-3070, 1995.
7. T. H. Stix, "Waves in Plasmas", Springer, 1991.
8. F. F. Chen, "Plasma Physics and Controlled Fusion", Springer, 2006.
9. D. C. Rovang, "Ion extraction capabilities of two-grid accelerator systems", NASA CR 17 4621, 1984.
10. J. S. Meserole, "Measurement of Relative Erosion Rates of Carbon-Carbon and Molybdenum Ion Optics", AIAA paper 94-3119, 1994.
11. J. Mueller and etc, "Performance Characterization of 15-cm Carbon-Carbon Composite Grids", AIAA paper 94-3118, 1994.
12. G. Aston and H. R. Kaufman, "Ion Beam Divergence Characteristics of Three-Grid Accelerator System", AIAA Journal, Vol. 17, 1979.
13. I. Funaki, H. Kuninaka, K. Toki, Y. Shimizu, K. Nishiyama and Y. Horiuchi, "Verification Tests of Carbon-Carbon Composite Grids for Microwave Discharge Ion Thruster", Journal of Propulsion and Power, Vol.18, No.1, 2002.