

## 전기 추진

문희장\*

## Electric Propulsion

Hee-Jang Moon\*

### ABSTRACT

The EP(electric propulsion) is unique in that several energy sources can be utilized to produce the electric energy and that high exhaust velocity can be achieved compared to the conventional chemical propulsion. Though a lot of variety of non chemical propulsion are under study, the fact that the EP's specific impulse ranges widely from 200s to 5000s led most research to concentrate on the electric propulsion research. This paper, therefore, is aimed to introduce the up-to-date existing EP family such as electrothermal, electrostatic and electromagnetic thrusters where its operating concepts, characteristics and possible variants are presented for future applications.

### 초 록

다양한 에너지원들을 전력발생용으로 활용할 수 있다는 점과 화학추진기로는 얻을 수 없는 높은 분사추진속도를 구현할 수 있다는 점은 전기추진기만의 장점으로 대두된다. 수많은 비화학추진기들이 연구개발중에 있으나 현재로서는 200s에서 5000s까지의 넓은 비추력 범위를 갖는 전기추진기의 연구개발이 가장 많은 진전을 이루고 있다. 따라서 본 논문의 주요내용은 전기추진기에 할애되어 있으며 전력으로 열을 발생시켜 추력을 얻는 전열추력기(electrothermal thruster), 정전기장을 응용한 정전기추력기(electrostatic thruster)와 플라스마 상태의 고온가스를 자기장으로 가속시키는 전자기추력기(electromagnetic thruster)에 대한 작동원리, 특성 및 개발현황들을 소개한다.

Key Words : EP(전기추진), Electrothermal Thruster(전열추력기), Electrostatic Thruster(정전기추력기), Electromagnetic Thruster(전자기추력기), MPD(자기플라스마)

### 1. 서 론

전기추진의 정의를 내리기에 앞서 추진기는

크게 화학추진기와 비화학추진기로 구분할 수 있다. 비화학추진기란 화학반응이 수반되지 않는 에너지원을 이용하여 추력을 발생시키는 추진기를 일컫는다. 추진력을 발생시키는 로켓(추력기 포함)의 주요 에너지원(Energy Source)은 크게 화학에너지, 핵에너지, 태양에너지들이 있으며

† 2008년 4월 12일 접수 ~ 2008년 6월 7일 심사완료

\* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부  
연락처, E-mail: hjmoon@kau.ac.kr

장치별로는 화학추진기, 전기추진기, 핵반응추진기 및 레이저빔추진기를 포함한 태양열추진기 등으로 구분된다. 후자는 에너지원의 공급이 추진기관 외부로부터 이루어지고 에너지원이 추진기관에 장착된 것이 아니기에 무한한 에너지를 공급할 수 있어 미래추진기관으로 분류되기도 한다. 전기추진기는 가열실(heater)외부에서 공급하는 전력을 이용하여 추진제를 가속시키는 기관을 일컫는다. 다만 전력을 발생시키는 에너지원이 핵에너지 또는 태양에너지 일 경우 핵추진기나 태양열추진기로 분류되기도 한다. 이렇듯 다양한 에너지원들을 전력발생용으로 활용할 수 있다는 점은 위에 열거한 여러 추진기중 전기추진기 개발의 매력과 중요성을 일깨워준다. 보편적으로 알려진 로켓(화학추진기)과 화학반응을 수반하지 않는 기관들의 가장 큰 차이점은 에너지원과 추진제의 동일성에 있다. 고온의 연소반응을 이용하여 화학반응을 에너지원으로 사용하는 화학추진기는 동일한 화학종을 추진제로 사용하고 있기에 추진제의 소모 정도가 곧바로 에너지원의 가용여부를 결정하게 된다. 추진제와 에너지원이 상이한 비화학추진기는 장시간 운용이 가능하다는 장점을 보유하고 있음에도 불구하고 낮은 추력수준(thrust level), 우주개발 프로그램의 한정된 예산, 미검증된 기술 및 경제성으로 말미암아 근 20년간 화학추진기에 비해 연구개발이 더디어 큰 효과를 보지 못하였다. 표 1은 사용가능한 에너지원에 따른 여러 추진장치를 보여주고 있으며 장치별로 개발이 완료된 경우, 개발기술을 현재 보유하고 있는 경우 그리고 개발기술이 미검증된 기관들을 정리하여 보여주고 있다. 화학에너지를 에너지원으로 이용하는 기관들 상당수가 이미 개발되었음을 알 수 있으며 핵에너지와 태양에너지를 에너지원으로 사용하는 추진장치들은 상대적으로 검증이 덜 되어 있음을 보여주고 있다. Figure 1은 비화학추진기 분류별(전기 및 비전기추진) 파생된 여러 기관들을 보여주고 있으며 현존 비화학추진기들을 나열하고 있다. Figure 1에 나열된 추진기들과 동일 개념상에 바탕을 둔 일부 파생된 추진기들은

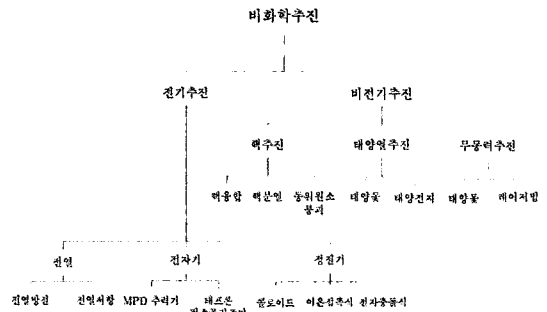


Fig. 1 Families of existing non-chemical propulsion

Table 1. Propulsion types powered by different energy sources

추진장치	주요에너지원		
	화학에너지	핵에너지	태양에너지
Turbojet	개발	개발기술보유	
Turbofan	개발	개발기술보유	
Turbo-ramjet	개발기술보유		
Ramjet ( $C_xH_y - air$ )	개발	개발기술보유	
Ramjet ( $H_2 - air$ )	개발기술보유		
Rocket (chemical)	개발	개발기술보유	
Electric rocket	개발	개발기술보유	개발
Nuclear fission rocket ( $H_2$ )		개발기술보유	
Nuclear fusion rocket ( $H_2$ )		개발기술 미검증	
Solar heated rocket			개발기술보유
Solar sail			개발기술보유

소개되지 않았다. 수많은 비화학추진기들이 연구 개발중에 있으나 현재로서는 전기추진기의 연구 개발이 가장 많은 진전을 이루고 있으며 응용분야 또한 다양한 것으로 알려져 있다[1]. 따라서 본 특집논문의 주요내용은 전기추진에 할애되어 있으며 현존하는 여러 전기추진기들의 특징과 장단점을 소개하는데 중점을 두었다. 추진기별 작동원리에 관여되는 물리-화학적 이론의 소개는 문헌[1~3]에 상세히 설명되어 있다. 3절, 4절 그

리고 5절은 각각 전력으로 열을 발생시켜 추력을 얻는 전열추력기(electrothermal thruster), 정전기장을 응용한 정전기추력기(electrostatic thruster)와 플라스마 상태의 고온가스를 자기장으로 가속시키는 전자기추력기(electromagnetic thruster)에 대한 개념, 종류, 특성 및 개발현황들을 소개한다.

## 2. 전기추진 시스템 개요

전기추진기는 크게 전열추력기, 정전기(또는 이온)추력기 그리고 전자기(또는 플라스마)추력기로 분류할 수 있다. 세 기관 모두 가열실 외부에서 공급되는 전력을 이용하여 추진제를 가속시키는 시스템으로서 이들 추력기들의 명칭은 추진제 가속방식에 따라 구분된다. 일반적으로 전기추진기를 포함한 비화학추진기들의 특징은 화학추진기에 비해 수명이 길고 추진제 소모량이 대단히 적다는데 있다. 비화학추진기의 절대 추력은  $10^{-3}N$  에서 2N 급 정도로 상당히 낮다. 따라서 낮은 추력수준이 요구(thruster)되는 지구대기권 외부에서의 궤도전이, 임무궤도에서의 궤도정사각 제어 및 항력에 의한 고도보상(drag-make-up)등, 우주비행체의 각종 자세제어용으로 탑재되는 경우가 대부분이다. 낮은 절대 추력의 한계로 인해 아직까지 전기추진기를 이용한 우주선의 지구대기 탈출은 요원하지만 우주선을 우주공간에서 장시간 추진시킬 수 있다는 장점은 추후 원거리 행성간을 여행하는 우주 탐사선 추진기관으로서 그 역할이 기대되고 있다. 전기추진기의 이용가치는 화학추진기 분사속도의 10배 정도 큰 추진제가스의 분사속도 실현에 있다. 이는 화학추진기에 비해 소량의 추진제 탑재로 장시간 우주비행이 가능하다는 것을 의미하며 현존 화학추진기로는 불가능한 심우주(deep space) 항해에 적합한 미래 우주추진기관으로서의 가능성을 제시하고 있기 때문이다. 그러나 궤도전이나 가속시 낮은 추력으로 인하여 시간이 꽤 오래 걸린다는 요인과 더불어 높은 전력의 배터리 요구와 무거운 태양전지판의 사

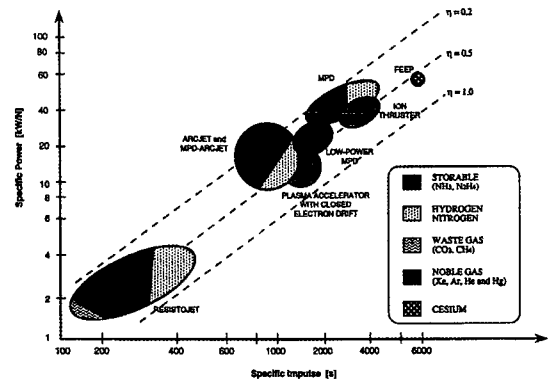


Fig. 2 Operating regimes of electric thruster (from ESA Bulletin, no 70, 1992[4])

용이 종종 요구된다는 단점을 갖고 있다.

Figure. 2는 현존하는 전기추력기들의 작동영역을 비추력 대비 비출력(specific power)으로 나타내고 있다. 전열저항추력기(Resistojet thruster)를 제외한 모든 추력기들의 비추력이 상당한 것을 알 수 있다. 표 2는 화학추진기와 전기추진기 종류별 비추력과 분사속도를 보여주고 있으며 고가의 정전기 및 전자기추진기의 경우 높은 분사속도가 실현됨을 알 수 있다. 일반적으로 화학로켓은 상대적으로 낮은 비추력과 높은 추력, 즉 높은 가속능력을 갖추고 있어 높은 비출력을 보유하고 있는 반면 열저항추력기(resistojet)를 제외한 대다수의 전기추진로켓은 높은 비추력과 낮은 추력, 즉 낮은 가속능력을 가지고 있어 요구되는 가속도에 도달하는데 긴시간이 걸린다. 따라서 우주비행 여정이 긴 우주선의 추진기관에 어울리며 전기추진기 고유의 낮은 추력으로 말미암아 중력을 이겨내야 하는 환경보다는 심우주 추진임무에 적합함을 예상할 수 있다. 이는 일반 화학추진기의 상대적인 추력이 전기추진기에 비해 1000배 가량의 차이가 나는 것을 통해서도 알 수 있다. 이들 기관들의 추력은 일반적으로 대단히 낮기 때문에 전기로켓(Electric Rocket)이나 전기추진기(Electric Propulsor)라는 표현을 쓰지 않고 전기추력기(Electric Thruster)로 통한다.

Table 2. Performance comparison between chemical and electric propulsion

Propulsion Type	Specific Impulse	Exhaust Velocity
<i>Chemical Propulsion</i>		
Monopropellant Hydrazine	230s	(2,256m/s)
Storable Bipropellants	310s	(3,041m/s)
Cryogenic Propellants	450s	(4,414m/s)
<i>Electric Propulsion</i>		
Electrostatic (electron bombardment)	3,000s	(29,430m/s)
Electrostatic (radio frequency)	3,200s	(31,392m/s)
Electrothermal (hydrazine PACT)	300s	(2,943 m/s)
Electrothermal (pure arcjet)	600s	(5,886 m/s)
Electromagnetic	3,000s	(29,430m/s)
Propulsion Type	Thrust	
Chemical Propulsion	0.5 N to Thousands of Newtons	
Electric Propulsion	0.1 mN to 2 N	
Propulsion Type	Electrical Power Consumption	
Chemical Propulsion	Negligible (a few watts for valve actuation)	
Electric Propulsion	1 to 60 W per mN of thrust	

### 3. 전열추력기 (Electrothermal Thrusters)

전열추력기의 작동원리는 로켓내부에 저장된 추진제를 전력으로 가열하여 고온의 가스로 전환 후 노즐을 통해서 추진제 가스를 초고속으로 분사시켜 추력을 얻는 원리이다. 추진제를 가열하는 방식으로는 방전에 의한 전열방전제트(Arc jet)와 전기코일등의 가열표면으로 가열하는 전열저항제트(Resistojet)가 있으며 추진제의 가열을 통해 추력을 발생시키기에 전기추진기예열 중화학추진기와 가장 흡사한 작동원리를 갖는다. 화학추진기와 가장 큰 차이점은 연소반응을 통해 추진가스를 발생시키는 화학추진기의 경우 추진제의 종류에 따라 방출되는 가스의 상한온도에 의해 제약을 받는 반면 전열추력기는 분사량이 낮고 비열비가 높은 추진제를 선택할 수 있어 화학추진기로는 얻을 수 없는 높은 분사추

진속도를 구현할 수 있다. 더욱이 전열추진기는 연소반응으로 발생하는 열량보다 보다 많은 열량을 독립적인 외부의 전력에너지로부터 공급 받을 수 있어 초고온의 추진가스를 얻을 수 있다. 전열로켓의 추진제로는 하이드라진을 주로 사용하여 왔으나 높은 비열을 갖고 비추력의 증가를 꾀할수 있는 수소가 전열추력기의 추진제로서 각광을 받고 있다[5]. 통상 최고 600s의 비추력이 실현되는 하이드라진에 비해 수소는 1500s 이상의 비추력이 달성되는 것으로 파악되고 있으며 낮은 비추력과 높은 비추력의 실현이 모두 가능하여 폭넓은 운용범위를 갖는다. 추후 수소연료의 고질적인 저장문제가 해결된다면 수소는 최적의 전열추력기 추진제로 각광받을 수 있을 것이다. Fig. 2에 나타난 바와 같이 500s 이하의 전열저항추진기의 낮은 비추력은 가열실을 감싸고 있는 재질의 한계에 기인한다. 가열실 공간을 균일하게 가열하는 전열저항추진기는 높은 벽면온도를 장시간 초래하기에 높은 비추력을 구현할 수 없다. 반면 전열아크추진기의 경우 고온의 환경이 중심부에 밀집되어 있어 공간상에서 비균일하게 가열이 되어 벽면의 온도가 상대적으로 낮아 전열저항추진기에 비해 높은 비추력을 구현할 수 있다. 그러나 낮은 비추력을 갖는 전열저항추진기는 추력당 전력소요가 적은 것이 장점이다.

#### 3.1 전열방전추력기 (Thermal Arcjet Thrusters)

두개의 전극에 의해 발생하는 고온의 전기아크를 이용하여 추진제를 가열하여 고온의 가스로 전환후 노즐을 통한 열역학적 팽창과정을 통해 추력을 발생시키는 장치이다. 전열방전제트의 기본 구조는 Fig. 3과 같으며 상류에는 동심축의 양극(cathode)이 위치하고 하류에는 동축 초음속 노즐 형상을 갖게끔 만든 음극(anode)이 위치한다. 전기아크는 고체추진로켓이나 액체추진로켓에서 생기는 온도보다 약 3~4배 이상으로 추진제 가스를 가열시킬 수 있어 고속의 제트속도(1,000 - 5,000m/s)를 얻을 수 있으며 아크의 코어온도는 10,000 - 20,000K 까지 상승된다. 노즐

목에서의 유동장이 비균일하기 때문에 벽면근처의 온도는 상대적으로 낮은 2,000K 이하를 유지한다. 즉 전력저항추진기의 단점인 벽면온도의 한계점과 낮은 비추력의 제한이 방전추진기에서는 제거된다. 아크의 형상이 연소효율에 직간접적으로 관여되며 Anode와 Cathode의 재질에 따라 아크의 특성이 변하기 때문에 이들 또한 전열방전제트의 개발과 무관하지 않다. 생성된 아크의 형상은 용접공학에서도 중요한 설계인자로 대두되고 있다. 최고온도가 발생하는 지점을 인위적으로 지정한다던지 용접이 요구되는 부위의 특성에 따라 아크를 자유자재로 조정할 수 있는 장치의 개발이 현재 진행중에 있다. 전열추력기의 경우 그 목적이 높은 비추력은 물론 광범위한 비추력의 범위를 갖는 것이므로 아크 형상의 제어에 대한 연구가 뒤따라야 할 것이다. 아크의 특성상 아크 발생 주위만이 고온이며 상대적으로 아크에서 떨어져 있는 부위는 낮은 온도를 유지하게 되어 전열저항추력기에 비해 효율이 떨어진다. 결국 아크 형상이 결정되면 가스의 혼합을 위해 아크 주변의 vortex 나 난류를 이용하는 유체역학적 방법을 강구할 수밖에 없다.

불안정한 아크의 형상을 제거하기 위해 외부 전기장을 이용하거나 스윙하는 가스유동의 vortex를 활용하기도 한다. 따라서 전열방전추진의 해석을 위해서는 이온화된 유체의 플라즈마 유동, 열전달, 유체역학등 복합적인 학문을 통한 물리화학적 현상을 파악해야 하는 어려움이 뒤따르며 아크 형상을 제어하기 위한 PPU 장치의 설계가 까다롭고 더욱이 추진기의 무게에 수배에 달할 수 있다는 단점을 갖는다. 표 3은 두 전열추력기의 장단점을 나타내고 있다.

최고 600s의 비추력을 갖는 하이드라진 아크 제트의 비추력 향상을 위해서 근래에는 암모니아와 수소가 차세대 추진제로 각광받고 있다. 이는 앞서 언급하였듯이 수소 추진제의 경우 1000s 이상의 비추력, 암모니아 추진제의 경우 800 - 900s의 비추력이 가능하기 때문이다. 그러나 수소의 경우는 저장탱크의 낮은 용량과 극저온(cryogenic) 상태로 추진제를 보관해야 하는

문제가 산재되어 있고 암모니아의 경우는 추진제 공급시스템이 복잡하다는 단점을 가지고 있다. 수소 및 암모니아를 이용한 전열아크추진기는 보다 높은 비추력을 구현할 수 있는 반면 시스템이 복잡한 정전기 및 전자기 추력기의 영역에 근접할 수 있는 것으로 평가되고 있다. 즉 하이드라진 전열아크추진기가 낮은 비추력의 전열저항추력기 시장과 높은 비추력의 전자기, 정전기추력기 시장의 중간 영역을 맡고 있지만 그 영역을 넓혀 나갈 수 있는 대안으로 떠오르고 있다. 더불어 현재 저궤도에서 고궤도의 상승 및 궤도상에서의 자세제어와 같은 임무수행에 최적의 선택권을 갖는 기관으로도 볼 수 있다.

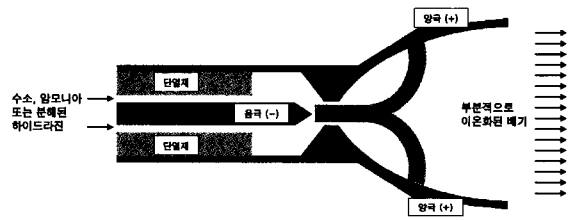


Fig. 3 Operating concept of arcjet thruster

Table 3. Pro and cons of thermal thruster

전열추력기	장 점	단 점
전열저항추력기	단순한 장치설계 제어 용이 불활성 추진제 사용 가능 저렴한 가격 상대적으로 높은 효율 다양한 추진제 사용 가능	가장 낮은 비추력 열 손실 가스 헤리 추진제의 간접적 가열 (indirect heating) 침식(erosion)
전열방전추력기	추진제의 직접가열 (direct heating) 낮은 전압 불활성 추진제 사용 가능	낮은 효율 높은 출력에서 침식발생 낮은 비추력 무거운 배선 열 손실

3.2 전열저항추력기 (Resistojet Thrusters)

전기코일등의 전열가열 장치의 표면으로 추진제를 가열하여 고온의 가스로 전환후 노즐을 통한 열역학적 팽창과정을 통해 추력을 발생시키는 장치이다. 전열저항추력기는 추진제의 가열을

통해 추력을 발생시키기에 전열방전추력기와 가장 흡사한 작동원리를 갖는다. 전열방전추력기보다 상대적으로 적은 비추력(300s 이하)을 가지나 현존하는 전기추진장치 중에서 가장 간단한 구조를 갖고 가열 과정에 관여되는 물리적 현상의 이해도 학문적으로 새로운 것이 없기에 높은 비추력을 요하지 않는 우주추진기관에 적합하다고 볼 수 있다. 그림 2에 도시된 바와 같이 전열저항추력기는 타 전기추진기관에 비해 낮은 영역의 비추력 범위에서 유일하게 사용되는 이유는 단순한 구조를 갖고 고효율, 저가, 제어의 편의성이 제공되기 때문이다. 전열방전추력기와는 달리 전열가열 방식을 택하기에 열은 전도에 의해 전달되며 가열실내 유동은 전형적인 층류유동의 형태를 가진다. 가열된 고온가스는 공간상에서 균일하게 분포되어 있어 벽면은 고온의 환경에 지속적으로 노출되어 있다. 따라서 벽면에서의 열손실이 주요 설계변수가 되며 외부로의 열손실이 가장 큰 애로사항으로 꼽힌다. 장시간 고온에 노출되어야 하는 구조물의 한계에 따라 2,700K 이하로 고온가스를 유지시켜야 하는 단점이 있다. 특히 가열된 가스와 지속적으로 접촉되는 구성품들에는 부식(corrosion) 및 침식(erosion) 효과를 방지하기 위해서는 백금(platinum)이나 고온에 견디는 특수합금등(tungsten, tantalum, molybdenum)이 사용된다. Fig. 4는 전열방전추력기와 저항추력기의 효율을 비추력의 함수로 나타내고 있다. 일반적으로 전열저항추력기의 효율이 방전추력기의 효율보다 우수하지만 비추력의 증가에 따라 효율의 저하를 가져오는 것을 알 수 있다. 이는 비추력을 향상시키기 위해 가스온도를 높게 유지하면 해리에 의한 에너지 손실이 증대되어 입력전력을 추가 공급해도 투입된 에너지는 추력으로 변환되지 못하기 때문이다. 저항추력기는 이러한 에너지 손실과 전열저항제트의 작동 한계온도로 말미암아 높은 비추력을 요구되는 추력기로는 적합하지 않다. 반면 전열저항추력기를 제외한 나머지 기관들은 추진효율이 허용된 비추력 범위 내에서 비추력 증가에 따라 효율이 증가함을 알

수 있다. 해리가 발생하는 고온의 영역이 전체 공간상이 아닌 일부 좁은 구간에 국한되기 때문에 열해리로 인한 손실이 전열저항추력기에 비해 상대적으로 미미하기 때문이다.

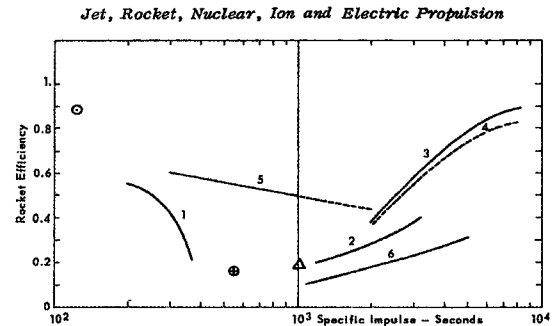


Fig. 4 Thruster Efficiency Curves.

(1)  $NH_3$  resistojet (2)  $NH_3$  arc jet (3) Cs contact (4) Cs bombardment (5) Colloid (6) MPD arc  $\odot$  :  $N_2$  resistojet  $\otimes$  : Solid ablative  $\triangle$  : Liquid ablative [7]

#### 4. 정전기추력기 (Electrostatic Thruster)

노즐을 통한 열역학적 팽창과정으로 추력을 발생시키는 전열추력기와는 달리 정전기추력기와 전자기추력기의 추력발생 원리는 전기장을 통해 추진제를 가속시키는 정전기의 기초이론을 따르며 정전기추력기의 경우 이온화된 세슘이나 수은을, 전자기추력기의 경우는 플라즈마를 가속시켜 추력을 발생시키는 장치이다. 전열추진기와는 달리 추진제 가스의 방출방식은 노즐을 통한 열역학적 팽창과정으로 이루어지지 않는다. 일반적으로 추진제 작동매체는 저 이온화전위(ionization potential)가 가능한 세슘(Cs)과 수은(Hg) 등을 사용하며 추진제를 방전시켜 이온화시킨다. 작동원리는 전자를 모두 제거한 후 정전기장(electrostatic fields)을 발생시키는 정전기 가속기를 사용하여 이온화된 추진제를 급격히 가속시켜 추력을 얻는 방식이다. 에너지원은 화학반응을 수반하는 연소방식이 아닌 전기에너지원이기에 방출되는 작동가스는 수십 km/s (2,000 - 60,000m/s) 이상의 엄청난 속도를 얻을 수 있다.

이런 초고속 분사속도의 실현이 추력 발생장치로서의 정전기추력기의 기본 구상이다. 비록 이온화된 충전입자의 질량이 무시될 정도로 미미하지만 어마어마한 분사속도는 우주공간에서 요구되는 적절 수준의 추력을 발생시킬 수 있으며 고속 방출로 인해 비추력의 증대를 피할 수 있다. 더욱이 최고의 성능을 발휘하기 위해 준진공(quasi vacuum) 상태에서 작동되어야 한다는 조건은 정전기추력기를 최적의 미래 우주추진기관으로 구분하기도 한다. 정전기추력기는 기본 구조는 크게 세 개의 장치로 구성되어 있다. 추진제를 방전시켜 양이온 또는 콜로이드(colloid)를 형성하는 장치(충전입자 생성기 또는 이온화기: ionization device), 정전기장을 발생시켜 입자를 가속시키는 장치(정전기가속기: electrostatic accelerator)와 배출되는 양이온(이온빔)을 중성시키기 위한 장치(전자방출기: electron emitter or neutralizer)로 구성된다.

Figure 5는 이들 세 장치들의 개략도[7]를 나타내고 있으며 전자가 제거된 양이온이 거치는 과정을 간략하게 보여주고 있다.

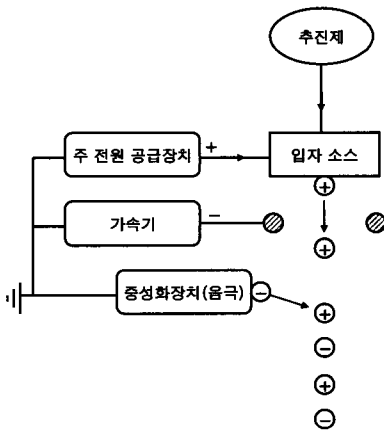


Fig. 5 Schematic of electrostatic thruster

4.1 전자충돌추력기(Electron bombardment thrusters)

전자충돌식 추력기는 가열된 음극(cathode)을 통해 방출된 전자들을 증기상태의 추진제 원자에 충돌 또는 방사시킴으로써 양이온을 생성한

후 이들 양이온을 전기장과의 상호작용을 통해 가속시키는 방식이다. 주로 제논(xenon), 수은(Hg) 원자를 사용하기에 이온추력기로 분류된다. 공급된 추진제 원자로부터 전자를 제거하는 과정인 이온화과정을 물리적인 충격을 통해 전자를 떼어놓는 방법이다. 일반적으로 한개의 원자에서 한개의 전자를 제거하는데 필요한 에너지를 이온화전위(ionization potential)라 하며 전자의 방출을 용이하게 하기 위해서는 저이온화전위를 갖는 원소로 구성된 추진제를 사용해야 입력전력을 감소시킬 수 있다. 정전기추력기의 연구개발이 시작된 60년대부터 수은을 사용하는 이온추력기의 연구가 진행되어 왔으나 80년대부터는 아르곤(argon), 크립톤(krypton) 및 제논(xenon)등의 불활성 가스의 응용이 활발하게 진행되고 있다. 그 이유는 수은은 밀도가 높고 저장에 용이하다는 장점을 지니고 있으나 누출시 추력기 및 우주기관의 구조물을 상하게 할 수 있어 각별한 주의가 요구되기 때문이다. 특히 수은 공급시스템은 웬만한 상온에서도 액화상태로 유지되기 때문에 수은을 기화시키기 위한 장치가 별도로 필요하다는 단점을 지니고 있다. 불활성가스는 알칼리 금속인 세슘이나 수은에 비해 이온화전위가 높아 더 많은 전력소모가 발생하나 증발기를 필요로 하지 않으며 우주구조물의 오염이나 반응 현상을 일으키지 않는 장점이 있다.

4.2 이온접촉식추력기 (ion contact thrusters)

주로 세슘(Cs)원자를 추진제로 이용하며 증기상태의 세슘을 1,200K 이상으로 가열된 다공질 금속에 접촉시킨후 양이온을 생성하여 이온화기 하류에 위치한 가속전극을 통해 양이온을 가속시키는 추력장치이다. 다공질 금속으로는 주로 텅스텐을 이용하며 텅스텐 표면과 알칼리 금속(Li, Na, K, Rb, Cs)과의 접촉이 최적의 이온화과정을 제공한다는 사실이 Langmuir[6]에 의해 발견되었다. 알칼리 금속중 액화된 세슘을 주로 이용하는 이유는 1psia 이하의 저압에서도 증발이 용이하기 때문이다. 따라서 증발기의 별도 설치가 불필요하다는 장점을 지닌다. 또한 다공질

텅스텐과 추진제로서의 세슘 조합은 이온화과정이 99%에 육박하기에 추진제의 손실이 이온접촉추력기에서는 큰 의미를 지니지 않는다. 가장 큰 주요 손실은 이온화기인 텅스텐으로부터 방출되는 열복사(thermal radiation)에 기인한다. Figure 6은 이온접촉추력기의 시스템 개략도를 나타낸다. 일반적으로 양이온을 생성하기 위해서는 최소 1,400K의 텅스텐 온도를 필요로 한다. 전자충돌식추력기와 마찬가지로 추력기에 음성부하가 걸리는 것을 방지하기 위해 가속전극에 의해 가속된 이온빔(방사되는 양이온)은 전자방출기로 중성화되어 최종적으로 우주공간으로 방사된다.

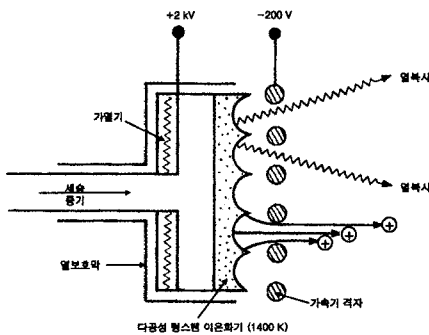


Fig. 6 Schematic of ion contact thruster

4.3 콜로이드추력기(Colloid thrusters)

양이온의 질량보다 수만배가 더 무거운 콜로이드(colloid: 미소가스, 미소액체미립자)를 양이온 대신 사용하는 정전기추력기이다. 일반적으로 전류를 통하게 하기위해 요오드화나트륨(sodium iodide)을 첨가한 글리세린을 추진제로 사용한다. 콜로이드 미립자를 공급하기 위해 바늘형태의 노즐(capillary needle)들에 추진제를 통과시키며 고전압이 걸린 강력한 전기장을 걸어 충전된 양성 콜로이드 액적들을 방출시킨다. 후류에 설치된 전자기장의 힘에 의해 콜로이드는 가속을 하며 일반적으로 낮은 추력이 허용되는 궤도 유지(stationkeeping), 궤도조절(orbit adjustment)에 적합하다. Fig. 7은 콜로이드 추력기 시스템의 개략도를 나타내고 있으며 이온추력기와 마찬가지로 양으로 전하된 콜로이드를 중성화 시

키는 전자방출기(electron emitter)를 이용하여 일부 역추진 되는 콜로이드를 방지시킨다.

Figure 8은 전압(V)에 따른 충전된 입자의 전하/질량비( $e/\mu$ ) 대비 충전입자 속도(v)를 나타내고 있다. 전압 V에 의해 가속되는 충전입자의 속도는 충전입자의 전하와 입자의 질량으로부터  $v = \sqrt{2e/\mu V}$ 의 관계식을 갖는다. Fig. 8의 이해를 도모하기 위해 전자충돌식추력기 및 이온접촉식추력기에서 발생하는 양이온 수는 원자와 세슘 원자의 전하/질량비를 표기하였고 콜로이드추력기의 콜로이드 전하/질량비 범위를 함께 표기하였다. 정전기추력기의 설계점 방출속도인 수천에서 수만 m/s의 속도 구현은 이온추력기의 경우 10 V 에서 10 KV 의 전압범위에서 실현되고 콜로이드 추력기의 경우 100 V 에서 100 KV 의 전압범위에서 실현됨을 알 수 있다.

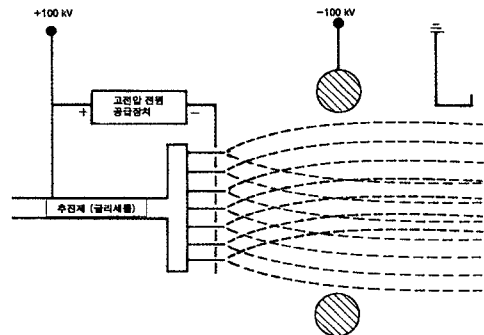


Fig. 7 Schematic of colloid thruster

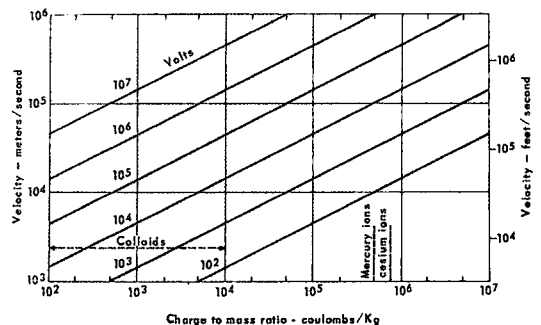


Fig. 8 Relation between charge velocity to charge to mass ratio  
(From Jet, Rocket, Nuclear, Ion and Electric Propulsion: Theory and Design, Applied Physics and Engineering)



## 5. 전자기추력기 (Electromagnetic Thrusters)

전자기추력기 장치는 플라스마 상태까지 가열된 추진제 가스를 자기장과 전기장을 이용하여 추진력을 얻는 장치이다. 플라스마 추진기로도 불리는 이 장치는 전류가 흐를 수 있는 이온화된 고온의 플라스마 상태의 도체에 자기장을 가하면 전류의 방향과 자기장의 방향에 모두 수직인 방향으로 전자기력(electromagnetic force)이 발생한다는 이론에 근거하는 추진장치이며 전기 모터의 작동원리와 흡사하다.  $\vec{j} \times \vec{B}$  machine으로 불리기도 하는 전자기추력기는 로렌츠힘(Lorentz force)인 전자기력에 의해 플라스마는 가속이 되며 가스에 작용하는 단위부피당 전자기력은 전류와 자기장의 외적(cross product)으로 표현되며  $\vec{j} \times \vec{B} = \vec{F}$  를 따른다.  $\vec{F}$ 는 단위 가스부피당 전자기력( $N/m^3$ )을  $\vec{j}$ 는 단위 면적당 가스를 통과하는 전류밀도 ( $A/m^2$ )를 그리고  $\vec{B}$ 는 자기장 또는 자속밀도(Tesla(mks 단위) or Gauss(cgs 단위))를 나타낸다. 정전기추력기와 유사한 비추력, 추력범위를 가지고 있어 정전기추력기의 대안으로 사용될 수 있으며 가장 큰 차이점은 양이온 대신 양성과 음성입자가 같은 양으로 존재하는 중성의 플라스마를 추진매체로 사용한다는 것과 추진제의 가속과정은 정전기력이 아닌 전자기현상을 이용한다는 것이다. 특히 중성을 유지하는 플라스마의 사용은 정전기추력기에서 꼭 필요로 하는 양이온 중성화장치인 전자방출기를 요구하지 않는다는 큰 장점을 지니고 있다. 플라스마 상태의 추진제는 5,600K 이상의 온도에서 전도성을 갖기에 전기적 뿐만 아니라 전자기적으로 가속될 수 있다는 큰 장점을 지니고 있어 고속으로 (50,000m/s) 방사될 수 있다. 현재까지 도체와 자기장의 여러 배열(arrangements)에 따른 많은 연구[8]가 진행 중이며 펄스플라스마(pulsed plasma) 또는 고정 플라스마(stationary plasma)등 다양한 개념의 기관들이 존재한다. 현재 실용화 및 연구개발중에 있는 기관은 테프론 펄스플라스마추력기(Teflon

Pulsed Plasma Thrusters, 이하 PPT), 자기플라스마(MPD: Magneto Plasma Dynamic) 추력기, 유도펄스플라스마(inductive plasma) 추력기, 레일건(rail gun) 추력기 그리고 전열아크추력기와 유사한 MPD 아크(MPD arcjet) 추력기등이 있다. 이중 레일건은 타 전자기추력기와 구분되는데 추력기의 역할뿐만 아니라 탄환 또는 사출제(projectile)를 기존의 총보다 빠르고 수천배 강력한 위력을 갖도록 고안한 총으로 볼 수 있다. 로렌츠힘을 이용하는 전자기추력기와 같은 원리로 작동되나 기체상태의 추진제를 가속시키는 대신 고체 탄환(사출제)을 가속시키는 장치이다. 1970년대에 대포와 같은 지상무기를 대체할 목적으로 연구가 시작되었으며 1980년대에는 미국의 전략방위구상(SDI: Strategic Defense Initiative)의 일환으로 소개가 되었다. 대기권밖에서 사출제의 충돌에너지로 적의 핵탄두를 파괴한다는 스마트록(smart rocks) 개념의 레일건은 할리우드 액션영화(1998)인 "이레이저"에서 휴대용 레일건으로도 등장하기도 하였다.

### 5.1 테프론 펄스플라스마 추력기(Teflon PPT)

테프론 펄스플라스마 추력기는 본 논문에서 소개되는 수많은 전기추력기와 비교시 두가지의 다른 특성을 지닌다. 하나는 극히 짧은 시간(~10  $\mu$ s)의 펄스를 갖는다는 사실과 고체 추진제(Teflon<sup>®</sup>)를 사용한다는 것이다. Fig. 9는 테프론 PPT의 개략도를 나타내고 있으며 고체추진기를 미는 스프링 장치가 장착되어 있어 방전이 되는 위치를 조절한다. 주 전력으로부터 충전된 축전기(capacitor)는 1- 2kV의 전압을 테프론 앞 표면에 펄스 형태로 가하여 방전을 시켜 테프론 입자를 증발시켜 이온화시키는 역할을 한다. 방전류는 이온층을 통해 테프론 가스를 가열시켜 플라스마를 생성한다. 순간적으로 발생하는 전류는 수십 kA의 강도를 가지며 자생된(self induced) 자기장으로부터 발생된 자기력은 압력 구배를 발생시켜 이온화된 층을 가속시킨다.

PPT의 장점은 고체추진제를 탑재했기에 각종

유량조절기, 밸브, 액체 및 기체 추진제의 조정 계통이 불필요하고 테프론의 저장이 용이하기에 하나의 콤팩트한 장치로 구성된다는 점이다. 따라서 추력기의 설계가 용이하다 볼 수 있다. 이러한 PPT 고유의 장점은 케도수정 및 고도수정을 정교하게 할 수 있고 가변추력이 가능하여 1960년대의 LES-6 위성의 제어장치를 필두로 하여 미 해군의 NOVA 기관에 까지 사용되고 있다[5]. 그러나 축전기의 저항 및 테프론의 이온화과정, 플라즈마 가열과정중 발생하는 에너지의 손실은 PPT의 가장 큰 단점으로 뽑히고 있다. 당분간은 신뢰도와 정확도가 각별히 요구되는 위성의 자세제어용 추력기로서 PPT는 최적의 선택으로 볼 수 있다.

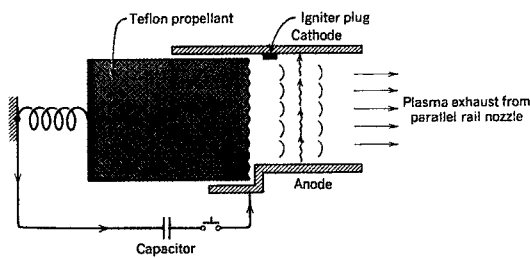


Fig. 9 Schematic of Teflon PPT thruster[8]

### 5.2 MPD 추력기(MPD Thrusters)

MPD 추력기의 태생은 전열방전추력기(electrothermal arcjet thruster)와 밀접한 관계를 지니고 있다. 이는 전기아크로 생성된 일부 고온의 추진제 가스내에 전하를 띤 입자들이 플라즈마 형태로 배출되어 손실되는것을 재활용하기 위해 MPD의 개념이 초기에 고안되었다. Fig 10은 전열방전추력기와 흡사한 MPD 아크추력기를 보여주고 있다. 전열방전추력기 외부에 자기장,  $\vec{B}$ 를 발생시키는 장치를 추가함으로써 비추력의 증가를 실현하였으며 Fig. 8를 통해서도 확인 된다.

플라즈마를 이용한 전도체에 전류가 흐르면서 자기장과 전류방향에 수직방향의 힘을 이용하는 원리를 그대로 적용한 전자기추력기를 MPD 추력기라 한다. 테프론 펄스플라즈마추력기와 마찬가지로

전도체인 플라즈마 내부의 전류흐름과 자기장과의 작용으로 발생하는 로렌츠힘(Lorentz force)에 의해서 플라즈마는 가속이 된다. Fig. 10은 원통형 MPD 방전실의 환상형(annular) 양극이 음극을 둘러싸고 있는 것을 보여주며 전류의 유선(current streamline) 형상을 도시하고 있다. 방전전류에 의해 이온화된 추진제는 로렌츠 힘에 의해 가속이 되는 과정을 묘사하고 있으며 축방향 성분과 내경을 향한 성분을 갖는 것을 알 수 있다. 이들 성분들은 수축-확대 노즐의 흐름과 유사한 형태의 분사추진각을 이루며 하류로 가속되는 고속제트가 형성됨을 알 수 있다.

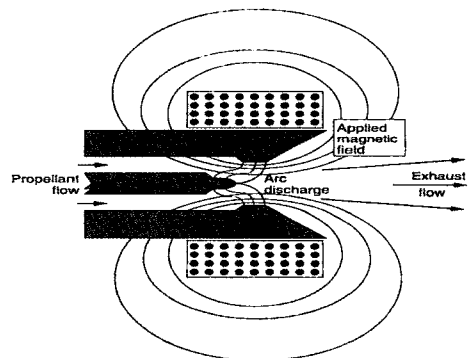


Fig. 10 Schematic of an Arcjet with an applied (Solenoidal) Magnetic Field[9].

The magnetic field rotates the plasma discharge to improve azimuthal symmetry of heating

## 6. 결 론

추진제와 에너지원이 상이한 비화학추진기는 장시간 운용이 가능하다는 장점을 보유하고 있음에도 불구하고 낮은 추력수준(thrust level), 우주개발 프로그램의 한정된 예산, 미검증된 기술 및 경제성으로 말미암아 근 20년간 화학추진기에 비해 큰 효과를 보지 못하였다. 본 논문은 현존하는 비화학추진기의 에너지원으로 분류되는 태양열에너지, 핵에너지, 전기에너지중에서 가장 활발한 연구가 진행중인 전기에너지를 활용한 전기추진기(추력기)의 작동원리, 특성 및 개발현

황들을 소개하였다. 이는 낮은 추력수준이 요구(thruster)되는 지구대기권 외부에서의 궤도전이, 임무궤도에서의 궤도경사각 제어 및 항력에 의한 고도보상(drag-make-up)등, 우주비행체의 각종 자세제어용으로 주로 이용되는 전기추진기가 추후 원거리 행성간을 여행하는 우주탐사선 추진기관으로서의 역할이 기대되고 있기 때문이다. 전기추진기의 이용가치는 화학추진기 분사속도의 10배 정도 큰 추진제가스의 분사속도 실현에 있다. 이는 화학추진기에 비해 소량의 추진제 탑재로 장시간 우주비행이 가능하다는 것을 의미하며 현존 화학추진기로는 불가능한 심우주(deep space) 항해에 적합한 미래 우주추진기관으로서의 가능성을 제시하고 있기 때문이다.

## 후 기

"이 논문은 2007년도 정부(과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구임(No. R0A-2007-000-10034-0(2007))."

## 참 고 문 헌

1. Koroteev, A.S. and Rylov, Y.P., "Development and Application of Electrothermal Thrusters on Russian Spacecraft," 45th Congress of the International Astronautical Federation, Paper 94-S.3.424, Jerusalem, Israel, Oct. 1994
2. Smith, W. W., Smith, R.D., Yano, S. E., Davies, K. and Lichtin, D., "Low Power Hydrazine Arcjet Flight Qualification," Proceedings of the 22 International EP Conference (Viareggio, Italy), Centrosazio Pisa, Italy, 1991
3. Gordon C. Oates, "Aerodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion," AIAA Education Series, 1988
4. Bartoli, C. and Sacoccia, G., "Electric -Propulsion Activities in Europe," ESA Bulletin, no 70, 1992
5. Martinez-Sanchez, M. and Pollard, J.E., "Spacecraft Electric Propulsion-An Overview," Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, No.5, 1998
6. Suits, G., "The Collected Works of Irving Langmuir," Pergamon Press, 1961
7. Loh, W.H.T., "Jet, Rocket, Nuclear, Ion and Electric Propulsion: Theory and Design", Applied Physics and Engineering, An International Series, Vol. 7, 1968
8. Sutton, G.P., "Rocket Propulsion Elements," John Wiley & Sons, Inc., 6th Ed., 1992
9. Humble, R. W., Henry, G. N. and Larson, W. J., "Space Propulsion Analysis and Design", McGraw-Hill, Inc., First Ed., New York, 1995