

## 우주비행체 추진시스템 화학식 추력기의 개발 현황

김정수\* · 허환일\*\* · 김인태\*\*\*

### Development Status of Chemical Thruster Equipped on Space Vehicle Propulsion System

Jeong-Soo Kim\* · Hwanil Huh\*\* · In-Tae Kim\*\*\*

#### 1. 서 론

2003년 중국은 유인우주선인 선저우 5호의 임무성공을 통해 세계적인 우주개발국가로 거듭나고 있으며 2010년에는 달탐사 우주선 발사까지 계획하고 있다. 그와 같은 첨단 우주기술의 배경에는 대륙간 탄도탄(ICBM) 개발과정을 통하여 축적된 발사체 기술, 탄도 제어기술, 대기권 재돌입(reentry) 기술뿐만 아니라 인공위성 개발 및 궤도운용 경험 등이 내재되어 있으며 로켓 추진기관 기술이 그 복합기술의 본류에 있다고 할 수 있다. 로켓 추진기관은 추력 수백만톤에 이르는 우주비행체의 운송수단으로서만이 아니라 비행축 및 자세 제어와 궤도기동 등을 위한 동력원으로서 추력수준 milli-Newton에서 kilo-Newton까지 발생시키는 소형 추진기관인 추력기 형태로도 우주비행체에 장착된다.

우주비행체용 소형 추진기관은 화학식(chemical propulsion system)과 비화학식(non-chemical propulsion system)으로 대별할

수 있으며 화학식 추진시스템은 다시 단일추진제 시스템(monopropellant system), 이원추진제 시스템(bipropellant system), 냉가스 시스템(cold gas system), 그리고 고체 로켓모터 시스템(solid rocket motor system) 등으로 분류된다. 낮은 추력수준을 요구하는 외대기권 비행체에만 적용되는 비화학식 추진시스템은 전기추진 시스템(electric propulsion system), 핵에너지 추진 시스템(nuclear propulsion system), 그리고 레이저 및 태양에너지 추진시스템(laser & solar propulsion system) 등을 포함하며 고도 비추력(high specific impulse)의 특성을 갖고 있으나 일부 시스템을 제외하고는 아직 비행체 적용을 위한 최적화 연구가 진행 중이다[1].

우주발사체의 경우, 비행축 안정화를 위한 롤 제어(roll control)와 상단(upper stage)의 비행경로 제어를 위한 RCS (Reaction Control System)에 화학식 추력기 시스템을 사용한다. 위성 추진시스템은 위성의 위치유지(지구정지궤도), 자세 제어, 궤도기동(궤도각 수정, 고도 조정, 궤도 천이) 등을 목적으로 하며 역시 화학식 추력기시스템이 주류를 이루고 있다.

본 논문에서는 전술한 목적의 화학식 추력기 시스템의 개념, 특징, 그리고 국내외 개발 현황 등을 소개하고자 하며, 발사체와 위성에 공히 적

\* 한국항공우주연구원 책임연구원, 한국추진공학회 편집위원  
E-mail : jskim@kari.re.kr

\*\* 충남대학교 항공우주공학과 교수, 한국추진공학회 편집이사  
E-mail : hwanil@cnu.ac.kr

\*\*\* 한국항공우주연구원

용되고 있는 단일추진제 및 이원추진제 시스템에 초점을 맞춘다. 행성간 탐사선에 장착되는 전기추진 추력기 (Arcjet-, Ion-, Plasma-, Hall-, Microwave-thruster, LITA) 시스템이나 군사목적의 하이브리드 추력기 시스템 등의 기술개발 현황에 대한 소개는 지면부족을 핑계삼아 다음 기회로 미루기로 한다.

## 2. 단일추진제 추력기 시스템

### 2.1 개념 및 특징

단일추진제 추력기는 추진제가 촉매대(catalyst bed)로 분사되고, 열분해된 고온의 기체가 노즐을 통해 배출되면서 추력을 발생하게 된다. 대표적인 단일추진제로는 하이드라진 ( $N_2H_4$ )과 hydrogen peroxide ( $H_2O_2$ ) 등을 들 수 있다. Hydrogen peroxide는 제2차 세계대전 이후 터보기계용 기체발생기 개발과 함께 사용되었으나 1964년에 Shell Oil Company에 의해 개발된 양호한 상온 반응성을 갖는 이리듐 촉매(Shell 405)의 등장으로 하이드라진은 hydrogen peroxide를 급속히 대체하게 되었으며 1960년대 후반에는 단일추진제 하이드라진 엔진(추력기)과 관련 부품을 생산하는 산업이 미국에서 성행하게 되었다. 하이드라진은 자연발화능력, 화학적 분해의 안정성 및 적절한 성능, 비교적 적은 유해 생성물 기체, 낮은 화염온도 등으로 인해 현재까지 가장 많이 사용되고 있는 단일추진제이다[2].

Figure 1은 전형적인 단일추진제 추력기의 형상을 도시하고 있다[3]. 추력실(chamber)로의 추진제 공급은 추진제 밸브(propellant valve)에 의해 조절되며 인젝터를 통해 분무된 추진제는 촉매대에서 수소, 질소, 암모니아 등으로 열분해된다. 단일추진제 추력기는 0.1~600 lb의 전형적인 추력 범위를 가지며 blowdown ratio는 최대 6까지 가능하다.

단일추진제 시스템의 장점으로는 (1) 비교적 덜 복잡하고, (2) 개발비가 상대적으로 저렴하며,

(3) 탱크, 부품, 배관 등이 일련의 세트로 요구되고, (4) 시스템 저장성이 양호하다는 점 등을 들 수 있다. 단점으로는 (1) 이원추진제 시스템에 비해 낮은 성능, (2) 유독성 추진제 취급상의 위험성 내재, (3) 불완전 분해된 생성물 기체로부터의 오염문제 등이 있다. 따라서 (1) 그리 높지 않은 추력 수준 및  $\Delta V$ 가 요구되고, 재현가능한 최소 impulse bit이 중요한 경우, (2) 시스템 운용기간이 긴 경우, (3) 위성체의 온도가 일정하게 유지될 때, (4) 오염도 예측이 가능할 경우에 일반적으로 단일추진제 추력기 시스템 채택이 가능하다.

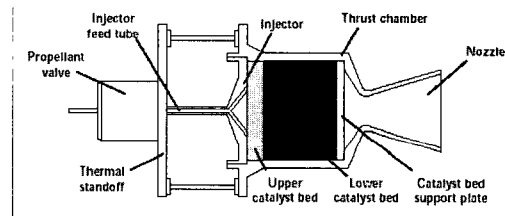


Fig. 1 Cross section of monopropellant thruster

ABLE 4와 5는 우주에서 하이드라진을 처음으로 사용했으며 1970년대 이후 하이드라진 시스템은 지구궤도 및 행성간 임무(interplanetary)를 비롯한 수많은 우주비행체의 추진시스템으로 사용되어 왔다. 한편, 미국의 Aerojet사를 비롯한 많은 회사들과 군(해군 및 공군)에서는 상용되고 있는 하이드라진보다 보다 유리한 성능을 갖는 단일추진제를 개발하기 위한 노력들이 진행되고 있기도 하다.

일반적으로 단일추진제 추력기에는 촉매대 히터가 요구되는 데 추력기의 점화에 앞서 추진제 반응에 적절한 수준으로 촉매의 온도를 상승시키는 역할을 한다. 만약에 촉매대 히터가 추력기 설계시 고려되지 않았다면 추력기의 주 동작 전에 촉매대를 미리 가열하기 위한 warming pulse를 사용할 수 있다. Cold start는 열팽창에 의한 촉매입자의 깨짐 현상을 유발하여 촉매대의 성능을 급속히 감소시키므로 발사체 RCS와

같이 시스템 운용기간이 매우 짧은 경우에만 채택할 수 있다. 촉매대의 가열에는 사용되는 히터의 전력에 따라 다르지만 2 W급 히터가 장착된 소형 추력기의 경우 대체로 두 시간 정도가 소요되며 추력기 점화와 함께 히터의 작동은 무의미해진다. 단일추진제 추력기의 성능 감소를 유발시키는 요인으로서 촉매입자의 기계적 결합뿐만 아니라 추진제 불순물로 인한 촉매대의 오염을 들 수 있는데 후자의 경우 지상연소 성능시험과 비행용 추진제로서 순도가 제어된 하이드라진을 사용함으로써 줄일 수 있다. 특기할 만한 사항은 지상시험용 추진제와 비행탑재용 추진제의 성분이 가능한 동일 (single batch)하여야 추력기의 일관된 성능과 궤도성능의 정확한 예측이 가능하다는 점이다.

## 2.2 단일추진제 시스템의 성능

### Steady-State Performance

하이드라진의 분해는 먼저 수소와 암모니아로 시작되며 이 반응은 발열반응(exothermic reaction)으로 단열화염온도(adiabatic flame temperature)가 약 2600°F에 이른다. 더욱이 암모니아는 다시 수소와 질소로 분해되며 이때 흡열반응(endothermic reaction)과 화염온도, 비추력의 감소를 유발한다. 따라서 가능한 암모니아의 해리(dissociation)를 제한하는 것이 바람직한데 현재의 엔진 설계에서 암모니아의 해리는 약 55% 정도 발생한다. Figure 2는 암모니아 해리의 함수로서 무수(anhydrous) 하이드라진 추력기의 성능곡선을 제시하고 있다[2]. 이론적으로 steady-state 상태에서 50:1의 면적비를 갖는 진공상태의 비추력은 약 240초로 기대할 수 있다. 그러나 실제로는 이론값의 약 93%정도가 되는데 다른 면적 비에서의 비추력의 값은 추력계수(thrust coefficient)의 비로부터 계산될 수 있다.

### Pulse Mode Performance

우주비행체의 자세제어를 위해서는 넓은 범위에서의 duty-cycle과 펄스폭(pulse width)에 걸친 추력기의 펄스 모드 운용을 필요로 한다. 펄스 모드는 추력실 조립체 뿐만 아니라 공급 라인,

추진제 밸브의 성능 등을 모두 포함하는 것으로 이러한 펄스의 전형이 Fig. 3에서 보이고 있다 [2].

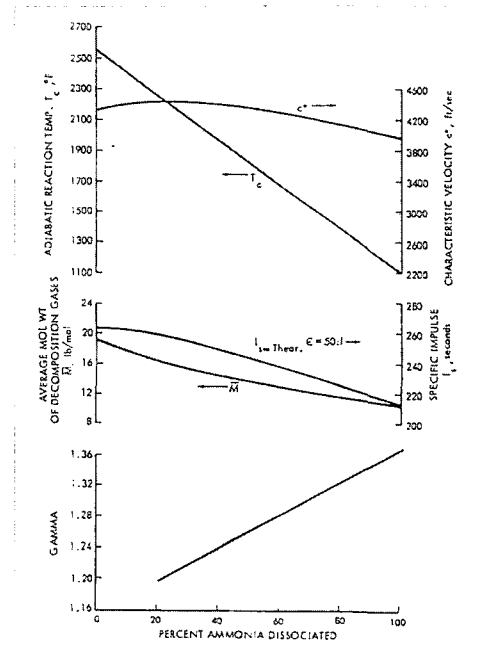


Fig. 2 Hydrazine performance vs. ammonia dissociation

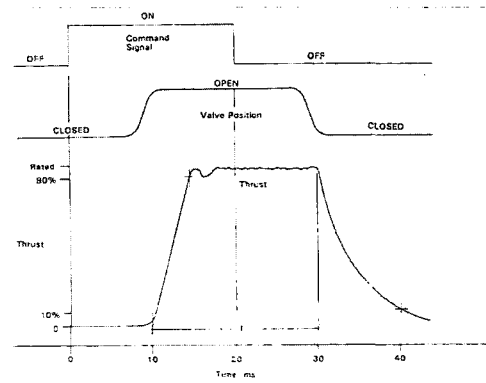


Fig. 3 Typical thrust behavior with 20 ms pulse width

압력반응시간(pressure response time)은 정상상태 추력실 압력의 임의의 비율에 도달하는 데

Table 1. Characteristics of typical monopropellants

Name(Symbol)	Exhaust Products	Molecular Mass of Exhaust (kg/kmol)	Delivered $I_{sp}$ (lbf-sec/lbm)	Melting Point at 1.0 Mpa(°C)	Boiling Point at 1.0 Mpa(°C)	Hazards*
Hydrazine ( $N_2H_4$ )	$NH_3$ , $N_2$ , $H_2$	11 to 19	200 to 230	2.0	114.2	B, C, F, T
Hydrogen Peroxide ( $H_2O_2$ )	$H_2O$ , $O_2$	22	150	-0.5	150.2	B, C, D, F
HAN/Glycine ( $H_2NCH_2COOH$ )	$H_2O$ , $N_2$ , $CO_2$	22	190	-30.0	100.0	B, D, F

\* B = burns skin; C = corrosive; D = decomposes; F = flammable; T = toxic

요구되는 시간으로 이때의 반응시간은 (1) 밸브 응답 특성, (2) 공급라인에서의 추진제 유동지연, (3) 점화 지연, (4) 압력 상승 시간 등의 요인들에 의해 영향을 받는다. 밸브 응답 특성과 공급라인에서의 지연은 각각의 설계에 의해 변할 수 있으며 일반적으로 밸브는 10ms 내외의 빠른 개폐응답시간이 요구된다. 또한 밸브와 인젝터 사이는 최소거리가 되도록 설계되어야 하나 추력기 연소실로부터 오는 밸브로의 heat soak back 또한 제어하여야 하므로 인젝터 튜브는 일정한 길이를 갖게 된다. 적절한 인젝터 설계에 있어 점화지연은 촉매와 추진제의 온도가 40~70 °F의 경우에 약 10~20 ms가 되며 촉매대가 500 °F 정도의 온도를 가질 때 1~2 ms로 크게 감소한다. 압력상승시간(pressure rise time)은 대부분의 추력기 챔버에서 점화지연보다 더 크게 응답시간에 영향을 미친다. Figure 3에서 보이듯이, 정상상태 추력의 90 %로 rating되는 응답시간은 약 15 ms이고 tail-off time은 20 ms이다. 만약 duty cycle이 작다면, 엔진은 pulse-off 기간에 냉각될 것이고 이어지는 펄스에서 추력은 엔진 재가열에 필요한 에너지 손실로 인해 원하는 값에 빨리 도달하지 못하게 된다. 반대로 펄스가 빈번하고 엔진이 충분히 가열되어 있다면 원하는 100%의 추력에 빠르게 도달하게 된다.

### 2.3 단일 추진제의 특성

무수(anhydrous) 하이드라진은 무색투명한 흡습성의 액체로서 장시간동안 순도의 변화 없이 저장될 수 있는 안정된 화학 물질로 다른 단일

추진제와 비교하여 충격에 상대적으로 덜 민감한 특징이 있다. 또한 하이드라진은 강한 환원제이며 매우 유독한 발암성 물질로 그 취급에는 특별한 준비와 장비, 절차, 그리고 경험 등이 요구된다. 일반적으로 사용가능한 단일추진제의 종류 및 특성들은 Table 1에서 제시하는 바와 같다. 특히 Hydroxylammonium Nitrate (HAN)/Glycine는 현재 활발하게 연구개발 중인 무독성의 'green monopropellant'로서 낮은 온도의 배기 생성물을 가지며 아직은 현존하는 촉매를 그대로 사용하고 있지만, 앞으로는 점차 새로운 촉매를 필요로 하게 될 것이다.

### 2.4 단일추진제 가압시스템

액체추진제 추력기 시스템에서는 연료탱크로부터 추력기까지 추진제를 공급하기 위하여 고압의 가압제(pressurant)를 이용하는 가압시스템이 필요하다. 일반적으로 가압제, 또는 가압기체의 경우에는 추진제와 직면하여 비활성, 낮은 물질량을 갖는 것이 바람직하다. 가압제로는 질소와 헬륨 등이 있으며, 비록 헬륨이 가장 가벼운 시스템을 제공하는 하지만 누설(leakage)에 대한 위험을 내재하고 있기 때문에 중량제한 요구조건이 엄격하지 않을 경우 일반적으로 질소를 사용한다. 현재 사용되고 있는 가압시스템의 형태로는 가압제와 추진제가 동일한 탱크 안에 포함되어 있는 blowdown 시스템과 가압제가 매우 높은 압력의 가압제 탱크로 분리되어 있는 압력조절방식(pressure-regulated) 시스템이 있다 (Fig. 4).

### Blowdown System

Blowdown 시스템의 경우엔 가압제가 동일한 탱크 안에 추진제와 혼합되어 있거나, bladder로 구분되어 있는 경우로 탱크의 압력이 추진제의 소모에 따라 감소하며, 결과적으로 이러한 압력의 감소는 시스템 성능의 저하를 유발하게 된다.

Blowdown 시스템은 (1) 가장 간단한 방법으로서 신뢰성이 높고 (2) 적은 부품수들로 인해 비용이 저렴하다. 단점으로는 (1) 탱크 압력, 추력, 추진제 유동률이 추진제 소모와 함께 변하며 (2) 비추력이 챔버 압력의 2차 함수이고(단일추진제 하이드라진 시스템의 경우) 시간의 함수로서 감소한다. 유동률과 엔진 입구 압력의 변화로 인해 이원추진제 시스템에서는 blowdown 시스템이 거의 사용이 안되고 있지만 단일추진제 시스템의 경우에는 이런 단점들을 줄여주기 때문에, 현재의 단일추진제 시스템의 경우에는 유일하게 blowdown 시스템을 사용한다.

최종압력에 대한 초기압력의 비를 blowdown ratio라 하는 데, 최대 blowdown ratio는 엔진이 허용할 수 있는 주입 압력의 범위에 의해 결정될 수 있으며 현재 일반적으로 사용되는 값은 3~4 정도이다. 전술한 바와 같이 단일추진제 시스템의 비추력은 blowdown 시스템의 압력의 감소와 함께 저하되기 마련인데, 이 손실은 낮은 압력 하에서 촉매대내에 위치한 암모니아의 체류시간 및 해리율이 증가하는 사실에 기인한다.

### Pressure-Regulated System

Pressure-regulated 시스템은 분리설치된 고압의 탱크로부터 추진제 압력을 제어하는 방식으로 가압기체가 매우 높은 압력(3000~5000 psi)으로 초기에 저장되며 압력조절기를 거친 일정하고 낮은 압력이 추진제 탱크압을 결정한다. 따라서 엔진의 추력 수준은 추진제의 소모와는 무관하다. 단일추진제 시스템의 경우에 압력 조절의 유일한 이점은 시간에 대해서 일정한 추력을 갖는다는 점이지만 반면에 시스템이 복잡해지는 단점이 있다. 하지만 이원추진제 시스템의 경우에는 이 시스템이 조절가능한 산화제/연료 혼

합비를 넣고 추진제의 유동률을 일정하게 유지시킬 수 있으므로 필수적이다.

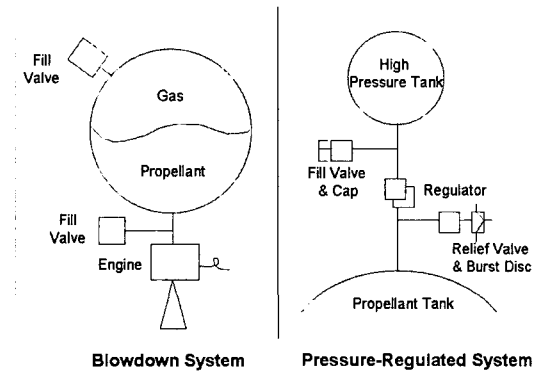


Fig. 4 Blowdown & Pressure-regulated system

## 3. 이원추진제 추력기 시스템

### 3.1 개념 및 특징

이원추진제 추력기는 Fig. 5에서 보여주는 것처럼 액체상태의 산화제와 연료가 인젝터를 통해 연소실로 공급되어 유동의 혼합과 함께 연소가 일어나며 converging-diverging 노즐을 통해 고온 고압의 기체가 가속, 분사되어 추력을 발생하게 된다. 주요 구성품으로는 그림에서 보는 바와 같이 injector, nozzle, combustion chamber, fuel/oxidizer valve 등이 있다.

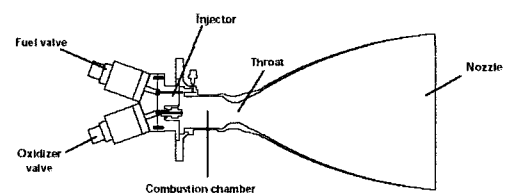


Fig. 5 Cross section of bipropellant thruster[3]

이원추진제 추력기는 추력 수준, 임펄스,  $\Delta V$  등이 높게 요구되는 경우에 적합하며 화학식 추진시스템에서 가장 높은 성능을 내고, 추력 가변의 용이성 등과 같은 장점을 갖고 있으나, (1)

Table 2. Typical properties of oxidizer and fuel

Name of Oxidizer or Fuel (Molecular Formula or Abbreviation)	Density @ 101 kPa/20 °C (kg/m <sup>3</sup> )	Melting Point @ 101 kPa (°C)	Boiling Point @ 101 kPa (°C)	Hazards*
Chlorine Pentafluoride (ClF <sub>5</sub> )	1779	-103.0	-13.1	A, B, C, T
Fluorine (F <sub>2</sub> )	1505 <sup>†</sup>	-219.7	-188.1	A, B, C, T
Hydrogen Peroxide (H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> )	1440	-0.4	150.2	B, C, D
Nitrogen Tetroxide (NTO)	1450	-9.3	21.2	A, B, C, T
Oxygen (O <sub>2</sub> )	1149 <sup>†</sup>	-218.8	-183.0	A, B
Oxygen Difluoride (OF <sub>2</sub> )	1521	-223.8	-145.0	A, B, C, T
Ammonia (NH <sub>3</sub> )	696	-77.7	-33.3	B, C, F, T
Carbon Dioxide (CO)	793 <sup>†</sup>	-205.0	-191.5	A, T
Hydrazine (N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> )	1004	1.4	113.6	B, C, F, T
Hydrogen (H <sub>2</sub> )	70	-259.3	-252.9	A, B, F
Methane (CH <sub>4</sub> )	454 <sup>†</sup>	-182.4	-161.5	A, B, F
Monomethyl Hydrazine (MMH)	894	-52.4	87.7	B, C, F, T

<sup>†</sup> at normal boiling point

\* A = asphyxiative; B = burns skin; C = corrosive; D = decomposes; F = flammable; T = toxic

고가 및 복잡성, (2) 안전/취급상의 문제, (3) 엄밀한 혼합비(mixture ratio) 제어요구 등, 개발상의 난제들 또한 내재하고 있다. 산화제와 연료를 연소실 안으로 이끌고, 안정적이며 효율적인 연소를 하기 위한 인젝터의 최적설계는 대형 로켓엔진과 마찬가지로 이원추진제 추력기의 성능을 결정하는 가장 중요한 요인으로 대부분 시행착오를 통한 경험에 의존하게 된다. 인젝터에 관련된 사항들은 로켓에 관련된 참고도서에서 자세하게 다루고 있으므로 여기서는 생략한다.

### 3.2 이원추진제 시스템의 성능

단일추진제 시스템에서 살펴본 것처럼 가압과 추진제 시스템은 이원추진제 시스템에서도 유사하나 blowdown 가압시스템은 이원추진제 시스템에서는 거의 사용되지 않는다. 그 이유로는 같은 압력으로 두 개의 탱크를 유지시켜주는 데 어려움이 따르고 이원추진제 엔진에서 입구 압

력을 변화시키기가 어렵기 때문이다.

이원추진제 시스템에서 사용되는 산화제와 연료로는 MON(mixed oxides of nitrogen)과 MMH(monomethylhydrazine)가 일반적이며 최대 성능을 위한 혼합비는 약 1.6이다. Table 2는 이원추진제 시스템의 산화제 및 연료에 대한 특성과 취급상 위험도를 요약하고 있다.

Titanium, aluminum, stainless steel 등이 추진제 탱크의 재질로서 사용되는 데 이때 titanium이 가장 가벼워 일반적으로 많이 사용된다. MON은 고무류(elastomer)와 호환성이 없으므로 추진제 제어 장치(propellant control device)는 metal과 teflon으로 제한된다. 여기에는 bellows, capillaries, teflon bladder와 trap등이 사용된다.

미국 NASA에서 Mars Flyer의 추진시스템으로 검토된 Primex사의 R-53 8.9 N급 추력기의 성능곡선을 Fig. 6에 도시하고 있다[4]. 시험은 고고도 모사 진공상태에서 O/F비를 1.6~2.7, 입

구 압력을 689~2070 kPa까지 변화시켜가면서 수행되었으며, 연속연소 모드의 경우 10초 동안의 연소과정에서 8.9 N의 진공추력을 낳았으며, 펄스모드의 경우 50% duty cycle, 0.2 초 간격으로 20개의 펄스 후 0.22 N-s의 vacuum impulse bit 성능을 나타내었다.

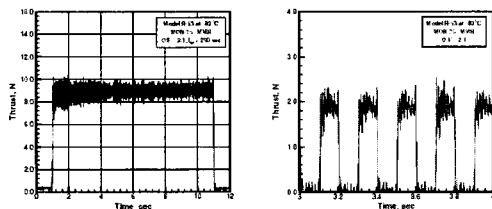


Fig. 6 Steady-state & pulsing performance of R-53 thruster

### 3.3 Dual-mode 추력기 시스템

행성간 탐사선을 비롯한 많은 위성들이 궤도 진입을 위한 높은 임펄스뿐만 아니라 자세제어를 위한 미세한 펄스모드 운용을 요구한다. Magellan의 경우, 궤도 진입을 위하여 고체모터를, 펄스모드와 작은 기동을 위해 단일추진제 시스템을 사용했으며, Viking Orbiter의 경우에는 궤도진입과 궤도수정 기동을 위한 MMH/N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> 이원추진제 시스템과 자세제어를 위한 cold-gas 시스템을 함께 사용하였다. Dual-mode 추력기 시스템은 낮은 추력 발생에 단일추진제 추력기를 작동시키고 높은 추력 발생을 위해서는 단일추진제를 산화제 함께 이원추진제 추력기로 공급하는 시스템으로 Fig. 7에 그 개략도를 보이고 있다. Dual-mode 시스템은 자세제어시 사용하는 단일추진제 하이드라진을 주 엔진에서 이원추진제의 연료로 사용할 수 있어 시스템의 단일화, 효율화를 가져올 수 있다는 장점이 있으나 실제 수행된 비행 경험은 아직 적다 (Mars Global Surveyor, 1996).

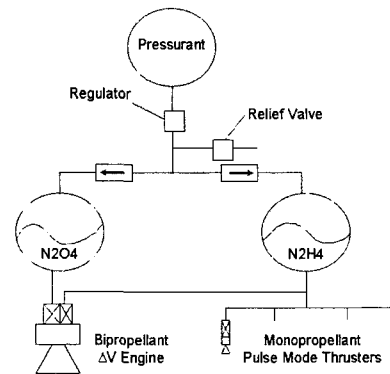


Fig. 7 Schematic of Dual-mode propulsion system

## 4. 상용 추력기의 연구 개발 현황

### 4.1 미국 TRW (현 Northrop Grumman사)

2003년 Northrop Grumman Space Technology로 바뀐 TRW사의 우주전자 부문은 40여년 이상의 역사를 가진 미국의 방위산업체로서 마이크로 추력기에서부터 650,000 lbf의 LOX/LH<sub>2</sub> 엔진에 이르기까지 다양한 제품의 생산 및 시험을 수행한다. 1958년부터 추진 기술을 발전시켜 왔는데 초창기에는 냉가스, 온가스, 그리고 액체 이원추진제 및 단일추진제 로켓과 부스터에 대해서 중점적으로 연구개발을 하였으며 1970년대부터 전기추진 및 젤(gel) 추진제 추진, 마이크로추진 등에 대해 연구 및 개발을 시작하였다. 현재까지 1000여 개 이상의 단일추진제 추력기, 기체발생기, 가스 추력기 등을 30 mlbf~8 lbf에 이르기까지 개발하여 왔으며 MRE-1(Monopropellant Rocket Engine - 1 lbf) 추력기는 NASA의 5N급 표준 추력기로 선정되기도 하였다[5]. TRW사의 MRE-1은 현재 국내 다목적실용위성 추진시스템 추력기의 기본 모델이다.

### 4.2 미국 Atlantic Research Corp. (현 Aerojet)

Atlantic Research Corp.(이하 ARC)는 미국방성 소요 고체추진제 로켓모터의 가장 큰 공급업

체로서 1949년 이래로 200여 종류 이상의 고체 추진제 로켓과 기체발생기를 생산하여 왔다. 30여 년 이상의 개발경험을 갖고 있는 Hamilton Standard사로부터 시작된 Kaiser Marquardt사의 단일추진제 추력기 생산라인을 2000년 5월에 획득하였다. 2003년 10월에 Aerojet사에 인수되었으며 1N에서 445N까지 여러 종류의 하이드라진 단일추진제 추력기 및 이원추진제 추력기를 공급한다[6].

#### 4.3 미국 PRIMEX (현 Aerojet)

추력기 부문에서 가장 많은 점유율을 갖는 PRIMEX사는 1960년 Rocket Research Corp.에서 시작되어 Olin Aerospace를 거쳐 PRIMEX Aerospace Company에 이르렀으며 2001년에 다시 General Dynamics Ordnance and Tactical Systems(GD-OTS)사로 바뀌었고 다시 Aerojet사로 인수되었다. 단일추진제 추력기로는 국내 무궁화위성에 사용된 MR-103, MR-106 시리즈를 비롯한 0.2~600 lbf의 다양한 하이드라진 추력기를 생산하며, 이원추진제 추력기의 경우에는

HIPAT, R-4 시리즈를 비롯해 2~900 lbf 범위의 엔진을 보유하고 있다[7].



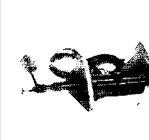
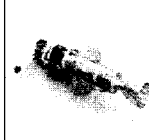
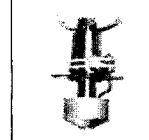
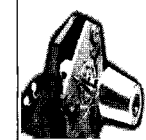
#### 4.4 프랑스 Snecma Moteurs

20여 년 이상의 단일추진제 추력기 및 이원추진제 추력기 개발 경험을 보유하고 있다. 최근에 CNESRO 촉매를 사용하여 1 N급 추력기를 개발하였으며 1~15 N의 범위에서 사용가능한 다양한 추력기를 보유하고 있다. 또한 위성체와 발사체의 자세제어를 위해 200 N급 엔진을 개발하였으며 이 새로운 엔진은 Europe's Automated Transfer Vehicle(ATV)의 자세와 궤도제어용으로 선정되었다[8].

#### 4.5 유럽 ASTRIUM (현 EADS ST)

Astrium은 2000년 5월 프랑스와 영국의 위성 제작업체인 Matra Marconi Space사와 독일의 DaimlerChrysler Aerospace(DASA)사가 합병을 하여 생긴 유럽최대의 위성관련 업체로서 현재 국내의 다목적실용위성 2호의 개발을 위한 기술 협력 회사로 연관되어 있다. 0.5~400 N까지의

Table 3. Comparison of 1-N monopropellant thruster characteristics

Model	MRE-0.1	MONARC-1	1-N mono	MR-103	CHT-1	LT-1N SP
Manufacturer	TRW	ARC	Snecma	PRIMEX	Astrium	RAFAEL
Propellant	hydrazine	hydrazine	hydrazine	hydrazine	hydrazine	hydrazine
Specific impulse [sec]	216	232	229	202-224	213-240	210
Inlet P. range [psia]	80-600	102-406	80-315	70-420	78-312	80-319
Max. impulse [N-s]	-	111,250	155,000	90,188	-	60,000
Weight [kg]	0.5	0.33	0.38	0.33	0.20	0.25
Accumulated pulses	370,000	-	-	745,864	501,000	150,000
Engine length [cm]	17.5	13.3	15.2	17.3	-	16.1
Configuration						



단일추진제 추력기와 이원추진제 추력기를 생산하고 있다[9].

#### 4.6 이스라엘 RAFAEL

1948년 이스라엘의 국가방위 연구개발기관으로 설립된 RAFAEL사는 2002년 국가소유의 회사로 전환되었다. OFFEQ 위성 및 발사체의 자세제어를 위해 1~200 N급의 하이드라진 추력기를 개발하였으며 추진제탱크 및 각종 밸브류를 생산한다[10].

#### 4.7 세계 각국의 추력기 특성 비교

Table 3에서는 세계적으로 상용되고 있는 1 N급의 단일추진제 추력기의 특성을 비교하였으며 Table 4에서는 이원추진제 추력기의 성능 특성을 비교, 제시하고 있다.


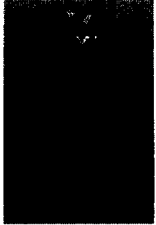



### 5. 국내의 추력기 이용 및 연구개발 현황

KT에서 운용중인 무궁화위성(KOREASAT) 1, 2호는 Thiokol/Elkton사의 Star 30E를 AKM(Apogee Kick Motor)으로, Primex사의 MR-103C 0.9N REA(Rocket Engine Assembly)와 0.33N 전열 하이드라진 추력기(EHT:

Electrothermal Hydrazine Thruster)를 자세제어용 추력기 시스템으로 탑재하였다. 무궁화위성3호는 AKM으로 ARC사의 LEROS-1B를, 위치유지 및 자세제어용으로 Primex사의 MR-103G 0.9N REA, MR-106E 22N REA, 그리고 MR-510 2kW Arcjet 추력기를 싣고 있다[11].

1999년 12월에 발사된 다목적실용위성 1호 추진시스템의 경우에는 미국 TRW사의 1 lbf급 MRE(Monopropellant Rocket Engine)-1을 주(primary) 추력기와 잉여(redundant) 추력기로 이루어진 이중추력기 모듈(Dual Thruster Module) 형태로 탑재하였다. MRE-1 DTM의 주요 구성품으로는 두 개의 추력실 조립체와 추진제 제어밸브, thruster mounting plate, thermostat, temperature transducer, connector, standoff, heater block 등이 있다. 현재 다목적실용위성 2호 추진시스템 개발에서는 1호 사업의 국산화 제작, 조립기술에 더해 (주)한화와 한국항공우주연구원이 공동으로 고고도 모사 추력기 지상연소 성능시험시설을 구축하였으며 국산화 추력기의 성능평가를 성공리에 수행하였다[12]. Figure 8은 연소시험 중인 단일추진제 추력기의 작열현상을, Fig. 9는 2003년 9월 조립, 시험을 완료한 다목적실용위성 2호 추진시스템을 보여주는 사진이다.

Table 4. Comparison of bipropellant thruster characteristics

Model	TR-308	LEROS 2	200N bi	R-4D	S400-12
Fuel/Oxidizer	N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> /N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	MMH/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	MMH/MON	MMH/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	MMH/MON
Thrust [N]	472	445	200	490	400
Specific impulse [sec]	322	325	300	312	318
Manufacturer	TRW	ARC	Snecma	PRIMEX	Astrium
Inlet Pressure [psia]	205	-	247±100	-	188-261
Configuration					

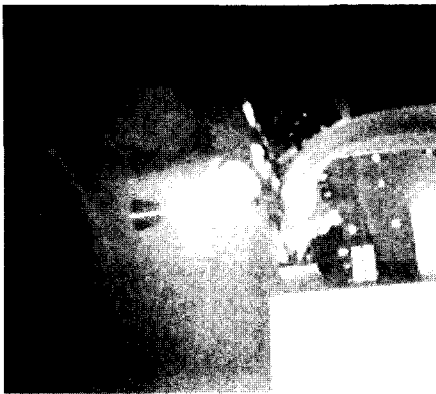


Fig. 8 Thruster firing under high altitude-simulated environment

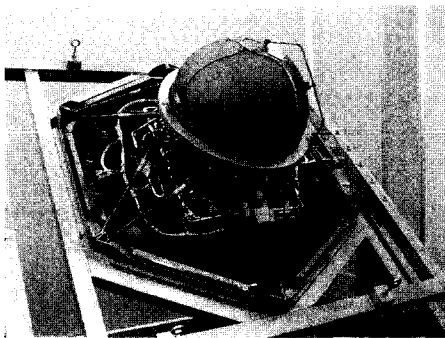


Fig. 9 Propulsion System of KOMPSAT-2

## 6. 결 론

이제까지 우주비행체용 추진시스템 추력기에 대한 기본 개념 및 특징을 살펴보았으며, 현재 상용되고 있는 화학식 추력기를 중심으로 관련 회사들의 개발 현황과 국내의 이용 및 개발현황에 대해서도 간략히 살펴보았다. 현재 국내 우주 개발 사업으로는 다목적실용위성 시리즈를 비롯해 통신해양기상위성과 한국형 소형위성 발사체

(KSLV) 개발사업 등이 추진되고 있으며 여기에는 대형로켓엔진뿐만 아니라 소형 추진시스템 또한 필수적으로 요구된다. 반면에 이의 연구 및 개발을 위한 기본인프라 및 기술확보는 아직 초보적인 단계에 불과하다. 모든 추진시스템과 부품이 군사기술과 직결되어 그러하듯이, 추력기와 관련부품 또한 선발국으로부터의 기술이전은 물론 완제품 수입조차도 어려운 상황에서 이 분야에 대한 보다 체계적인 기술개발 여건 조성이 시급히 요구된다고 할 수 있다.

## 참 고 문 헌

1. 홍용식, 우주추진공학, 청문각, 1998
2. Charles D. Brown, Spacecraft Propulsion, AIAA Education Series, 1996
3. Daniel Thunnissen, Chemical Propulsion, NASA JPL, 2001
4. Mars Flyer Rocket Propulsion Risk Assessment, NASA Glenn Research Center, CR 2001-210710
5. Northrop Grumman Space Technology, [www.st.northropgrumman.com](http://www.st.northropgrumman.com)
6. Atlantic Research Corp.(ARC), [www.atlanticresearchcorp.com](http://www.atlanticresearchcorp.com)
7. Aerojet, [www.aerojet.com](http://www.aerojet.com)
8. Snecma, [www.snecma-moteurs.com](http://www.snecma-moteurs.com)
9. EADS Space Transportation, [www.launchers.eads.net](http://www.launchers.eads.net)
10. RAFAEL, Propulsion & Explosive Systems Division, [www.rafael.co.il](http://www.rafael.co.il)
11. KOREASAT-3 Spacecraft Analyst Course
12. 다목적실용위성 2호 추진계 개발 (IV) 연차보고서, 2003