항공우주산업기술동향 2권2호 (2004) pp. 70~83
기술동향
www.kari.re.kr /lib/index.html 에서보실수있습니다.

우주비행체 추진기관의 개발동향

글 / 유 명 종 mjyu@kari.re.kr, 이 균 호, 최 준 민
한국항공우주연구원다목적실용위성사업단 위성기술실
위성기초기술그룹

1. 서 론

1999년에 발사된 다목적실용위성 1호는 국내 개발 인공위성으로서는 최초로추진기관을 탑재함으로써 국내 우주비행체 추진기관 관련 기술개발을 착수시키는 계기가 되었다. 비록 단일액체추진제 추력기에 국한된 추진기관이지만 기술 기반이 전무하다시피 했던 당시 상황을 반추해 본다면 최첨단의 기술이 요구되는 세계 우주추진기관 산업에 첫 발걸음을 내딛었을 뿐만 아니라 또한 국내 우주추진기관의 개발을 확대할 수 있는 기반을 제공하였기에 그리 길지 않은 국내 우주개발사에서중요한의의를차지한다고볼수있다.

전통적인 우주 개발 선진국인 미국과 러시아에 이어 2003년 중국이 유인우주선인 선저우 5호의 임무성공을 통해 세계적인 우주개발국가로 거듭나고 있으며, 2010년에는 달 탐사 우주선 발사까지 계획하고 있는 것으로 알려져 있어 우리에게는 부러움과 시기의 대상이 되고 있다. 그와 같은 첨단 우주기술의 배경에는 대륙간 탄도탄(ICBM) 개발과정을 통하여 축적된 발사체 기술, 탄도 제어기술, 대기권 재돌입(reentry) 기술 뿐만 아니라 우주비행체 개발 및 궤도운용 경험 등이 내재되어 있으며 우주추진기관 기술이 그 복합기술의 본류에 있다고 할 수 있다. 로켓 추진기관은 추력 수백만 톤에 이르는 우주비행체의 운송수단으로서만이 아니라 비행 축 및 자세 제어와 궤도기동 등을 위한 동력원으로서 추력수준 milli-Newton에서 kilo-Newton까지 발생시키는 소형 추진기관인 추력기 형태로도 활용되기 위해 장착된다.

우주비행체 개발과 관련된 각 분야는 한 국가의 첨단 기술수준을 판단하는 척도로 활용될 만큼 중요한 비중을 차지하지만 그중에서도 특히 추진기관 만이 무중력의 우주공간에서 주어진 임무와 수명 연장을 위해 우주비행체의 자세제어와 궤도조정 등을 전문적으로 수행할 수 있기에 그 역할은 더할 나위 없이 중요하다고 할 수 있다. 실례로 다목적실용위성 1호는 목표했던 3년의 임무기간을 무사히 달성하였을 뿐만 아니라 탑재된 추진기관을이용해 2004년에 궤도조정을 수행하여 위성의 수명을 연장함으로써 향후에도 연속적으로 활용할 수 있도록 하였다. 따라서 추진기관의 개발이 전제되지 않은 우주비행체 개발은 요원한 상상으로 남아있게 될 뿐임은 자명한 사실이므로 국내 우주추진기관 기술의 현실을 인식함과 동시에 세계 선진기술 동향을 분석하여 우주추진기관 관련 기술개발을 착실히 수행해 나간다면 한 단계 진일보된 성과를 충분히 달성할 수 있으리라 예상된다.

본 논문에서는 우주추진기관의 핵심부품인 다양한 추력기의 개념, 특징, 종류 및 국내외 개발 현황 등을 중점적으로 소개하고자 하며, 이와 더불어 발사체와 인공위성에 공히 적용되고 있는 화학식 추진시스템과 행성간 탐사선에 장착되는 전기추진 추력기 시스템 및 그 외 차세대 추진시스템 등의 기술개발의 현황을 살펴보고, 향후 기술적으로 접근 가능하며 실제 활용이 가능한 우주 비행체 추진기관의 도출에 지표로 삼고자 한다.

2. 우주추진기관의 기능 및 종류

우주추진기관은 우주비행체가 발사체에서 분리되어 최종 임무궤도에 정착할 때까지 발사체 분산(launch vehicle dispersion), 주차궤도에서의 감속, 그리고 궤도

전이에 필요한 추력을 제공하고, 임무궤도에서는 궤도 경사각 제어와 항력에 의한 고도보상(drag make-up)을 위한 △V 및 우주비행체의 자세제어를 위한 펄스 모멘트를 발생시키기 위해 탑재된다.

우주비행체용 추진기관은 그림 1과 같이 발생되는 추력이 추진제의 화학작용에 의한 반응 여부에 따라서 화학식과 비화학식으로 대별할 수 있으며, 이때 화학식 추진시스템은 다시 냉가스 시스템(cold gas system), 단일추진제 시스템(monopropellant system), 이원추진제 시스템(bipropellant system), 이중모드 추진시스템(dual mode propulsion 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 높은 비추력(high specific impulse)의 특성을 갖고 있으나 일부 시스템을 제외하고는 아직 비행체계 적용을 위한 최적화 연구가 진행 중이다.

현재 전 세계적으로 작동 신뢰도가 높고 비용이 비교적 저렴한 화학식 우주추진기관의 사용이 주류를 이루고 있다.[1,2]

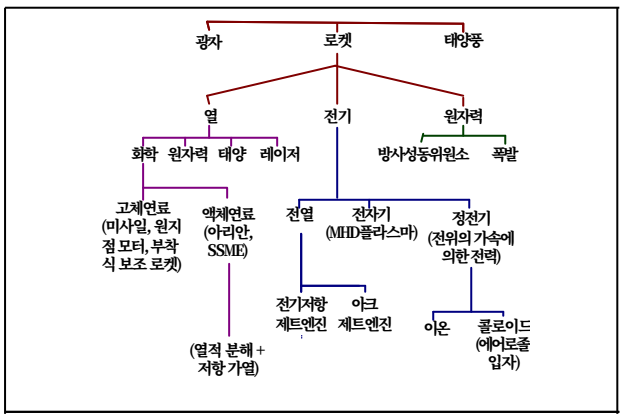


그림 1. 우주추진기관의 종류

2.1 화학식 추진기관

화학식 추진기관은 전술한 5종류의 시스템으로 크게분류되며, 기본적으로성능을향상시키는 것이바로 추진제의 절약, 우주비행체의 수명 연장 및 무게의 경량화, 발사비용의절감, 탑재체의적재능력과직결되기 때문에 지난 40여 년 동안 냉가스로부터 단일추진제를 거쳐 이원추진제와 이중모드 추진시스템으로 발전되어왔다. 표 1에 각 시스템의 형식에 따른 특성을비교했으며, 이때 제시된 impulse range는 시스템 형태의 기술적 혹은 가능성의 한계를 규정짓는 것은 아니며, complexity ranking은 부품의 숫자를 고려하여 결정된것이다.

표 1. 화학식 추진시스템의 형식에따른특성

성능변수	냉가스	단일추진제	이원추진제	고체
Specificimpulse,s	50	225	310	290
Thrustrange,lb_f	0.01-0.02	0.1-600	>2	>300
Impulserange,lb_f-s	$<10^3$	10^3-10^5	10^4-10^8	10^4-10^8
Min.impulsebit, lb_f-s	0.0002	0.003	0.03	N
Complexity	Least	Midrange	Most	Midrange
S/Ccontamination	N	N	Y	Y
Restart	Y	Y	Y	N
Pulsing	Y	Y	Y	N
Throttling	N	Y	Y	N

2.1.1 냉가스추력기 시스템

냉가스 추력기 시스템은 일반적으로 질소, 아르곤, 프레온과 같은 비활성 가스를 고압상태에서 저장한 후 조절기(regulator)를 통해 저장된 기체를 소형의 추력기에 공급함으로써 필요한 추력을 얻는 시스템이다.(그림 2, 3) 연소에 의한 기체팽창 및 온도상승이없으며노즐에서분출되는운동에너지는 탱크의 압력에 의해서만 결정된다. 1960년대 대부분의 위성에 사용되었으며, 추력이 매우 작아 고지향 정확성을 얻는데 유효할 뿐만 아니라 구성이 비교적 간단하다는 장점이 있다. 또한 연소실이 필요 없으며, 신뢰도가 높고 정밀한 펄스추력을 반복해서 발생시킨다. 반면에 비추력과 추력이 낮아 궤도조정과 같이 큰 기동에는 부적합하며 모든 임무수행을 위해서는 상대적으로 무게가 커진다는단점이있다.[2]

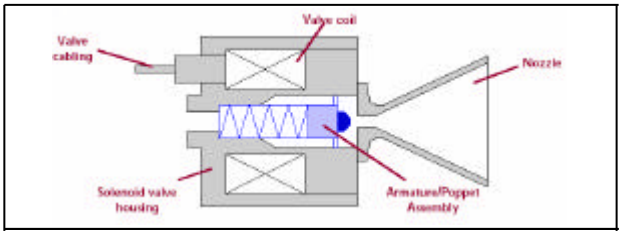


그림 2. 냉가스추력기의단면형상

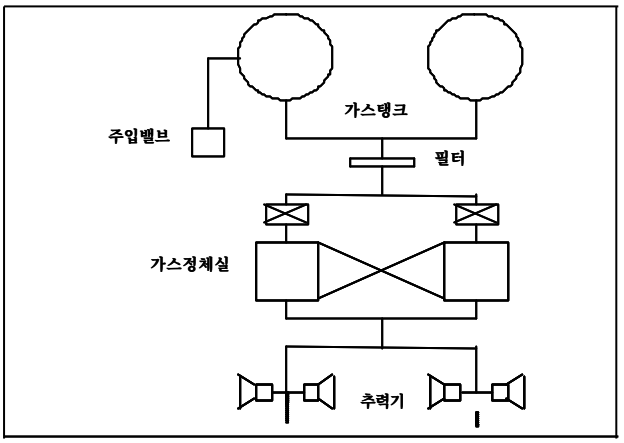


그림 3. 냉가스추력기시스템의개략도

2.1.2 단일추진제 추력기 시스템

단일추진제추력기시스템(monopropellant system)은 1960년대 처음으로 응용된 이래 지난 40여 년 동안 우주추진기관의 전형으로 가장 광범위하게 성공적으로 이용되고 있다. 냉가스 추력기시스템에 비하여복잡성 및 가격이 한 단계 높지만 상대적으로 높은 비추력(약 225s)을 얻을 수 있으며 추력도 0.1파운드에서 수 백 파운드까지 얻 을 수 있다. 또한 넓은범위의 환 경 및 동작조건에서 10년 이상의 긴 수명과 신뢰도를 보증하고 있다. 이 시스템은단일추진제추력기, 추진제를저장하기 위한 탱크와 배관, 압력 조절기 및 각종밸브들로 구성된다. 이 시스템은 자세 제어 및 중급의 임펄스를 얻는데 가장 일반적으로 사용되며, 단일추진제의 연료로는 무수 하이드라진(anhydrous hydrazine)을 표준으로 사용하고 있다.

개념 및 특징

단일추진제 추력기는 추진제가 촉매대로 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 Oil사에 의해 개발된 양호한 상온 반응성능을 갖는 이리듐 촉매(Shell 405)의 등장으로 하이드라진이 hydrogen peroxide를 급속히 대체하게 되었으며, 1960년대 후반에는 단일추진제 하이드라진 추력기와 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.[3] 그림 4와 5는 전형적인 단일추진제 추력기와 시스템의 형상을 나타내고 있다.[4] 추력실(chamber)로의 추진제 공급은 추진제 밸브에 의해 조절되며 인젝터를 통해 분무된 추진제는 촉매대에서 수소, 질소, 암모니아 등으로 열분해된다. 단일추진제 추력기는 0.1~600lb_f의 전형적인 추력 범위를 가지며 blowdown ratio는 최대 6까지 가능하다.

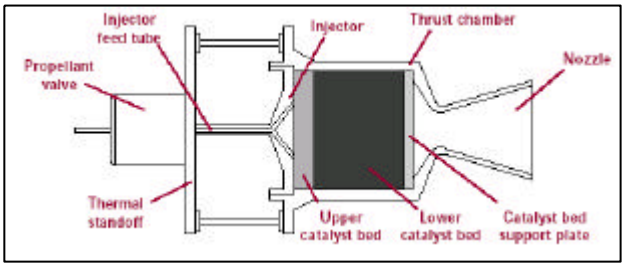


그림 4. 단일추진제 추력기의단면형상

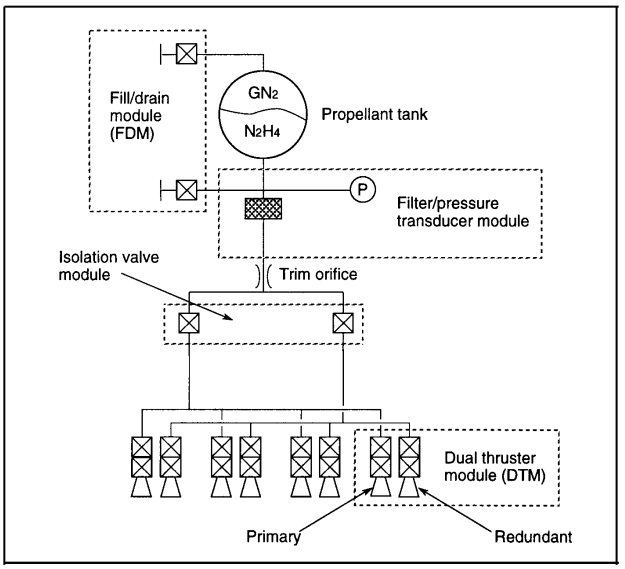


그림 5. 단일추진제 시스템의개략도

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 않

은 추력 수준 및 △V가 요구되고, 재현 가능한 최소 임펄스 비트가 중요한 경우, (2)시스템 운용기간이 긴 경우, (3)위성의 온도가 일정하게 유지될 때, (4)오염도 예측이 가능할 경우에 일반적으로 단일추진제 추력기 시스템 채택이 가능하다.

ABLE 4, 5 위성은 우주에서 하이드라진을 처음으로 사용했으며 1970년대 이후 하이드라진 시스템은 지구궤도 및 행성간 임무를 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. 만약 촉매대 히터가 추력기 설계시 고려되지 않았다면 추력기의 주 동작 전에 촉매대를 미리 가열하기 위한 warming pulse를 사용할 수 있다. 냉간시동(cold start)은 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 2W급 히터가 장착된 소형 추력기의 경우 대체로 두 시간 정도가 소요되며 추력기 점화와 함께 히터의 작동은 무의미해진다. 단일추진제 추력기의 성능 감소를 유발시키는 요인으로서 촉매입자의 기계적 결함뿐만 아니라 추진제 불순물로 인한 촉매대의 오염을 들 수 있는데 후자의 경우 지상연소 성능시험과 비행용 추진제로서 순도가 제어된 하이드라진을 사용함으로서 줄일 수 있다. 특기할 만한 사항은 지상시험용 추진제와 비행탑재용 추진제의 성분이 가능한 동일해야 추력기의 일관된 성능과 궤도성능의 정확한 예측이 가능하다는 점이다.

단일추진제 시스템의 성능

정상상태(steady-state) 모드에서 하이드라진의 분해는 먼저 수소와 암모니아로 시작되며 이 반응은 발열반응으로 단열화염온도가 약 1400℃에 이른다. 분해된 암모니아는 다시 수소와 질소로 분해되며 이때의 흡열반응으로 화염온도, 비추력의 감소를 유발한다. 따라서 암모니아의 해리(dissociation)를 가능한 제한하는 것이 바람직한데 현재의 엔진 설계에서 암모니아의 해리는 약 55%정도 발생한다. 이론적으로 정상상태에서 50:1의 면적비를 갖는 진공상태의 비추력은 약 240초로 기대할 수 있다. 그러나 실제로는 이론값의 약 93%정도가 되는데 다른 면적 비에서의 비추력의 값은 추력계수의 비로부터 계산될 수 있다.

정상상태 모드 외에도 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 그림 6에서 보이고 있다[3]. 압력반응시간은 정상상태 추력실 압력의 임의의 비율에 도달하는 데 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. 적절한 인젝터 설계에 있어 점화지연은 촉매와 추진제의 온도가 4~21℃의 경우에 약 10~20ms가 되며 촉매대가 260℃정도의 온도를 가질 때 1~2ms로 크게 감소한다. 압력상승시간(pressure rise time)은 대부분의 추력기 챔버에서 점화지연보다 더 크게 응답시간에 영향을 미친다. 그림 5에서 보이듯이, 정상상태 추력의 90%로 rating되는 응답시간은 약 15ms이고 tail-off time은 20ms이다. 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.

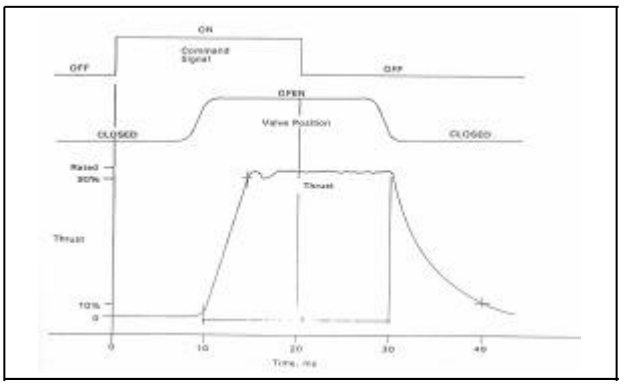


그림 6. 일반적인 추력거동형상 (20 mspulsewidth)

단일추진제의 특성

무수 하이드라진은 무색투명한 흡습성의 액체로서 장시간동안 순도의 변화 없이 저장될 수 있는 안정된 화학 물질로 다른 단일추진제와 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. 특히 hydroxyl ammonium nitrate(HAN)/glycine는 현재 활발하게 연구개발 중인 무독성의 Green Monopropellant로서 낮은 온도의 배기 생성물을 가지며 아직은 현존하는 촉매를 그대로 사용하고 있지만, 앞으로는 점차 새로운 촉매를 필요로 하게 될 것이다.

단일추진제 가압시스템

액체추진제 추력기 시스템에서는 연료탱크로부터 추력기까지 추진제를 공급하기 위하여 고압의 가압제(pressurant)를 이용하는 가압시스템이 필요하다. 일반적으로 가압제, 또는 가압기체의 경우에는 추진제와 접촉할 때 비활성 특성을 보이고 낮은 분자량을 갖는 것이 바람직하다. 가압제로는 질소와 헬륨 등이 있으며, 비록 헬륨이 가장 가벼운 시스템을 제공하기는 하지만 누설에 대한 위험을 내재하고 있기 때문에 중량제한 요구조건이 엄격하지 않을 경우 일반적으로 질소를 사용한다. 현재 사용되고 있는 가압시스템의 형태로는 그림 7에서 보듯이 가압제와 추진제가 동일한 탱크 안에 포함되어 있는 blowdown 시스템과 가압제가 매우 높은 압력의 가압제 탱크로 분리되어 있는 압력조절방식 시스템으로 구분된다.

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 부품 수들로 인해 비용이 저렴하다. 단점으로는 (1)탱크 압력, 추력, 추진제 유동률이 추진제 소모와 함께 변하며 (2)비추력이 챔버 압력의 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 촉매대 내에 위치한 암모니아의 체류시간 및 해리율이 증가하는 사실에 기인한다.

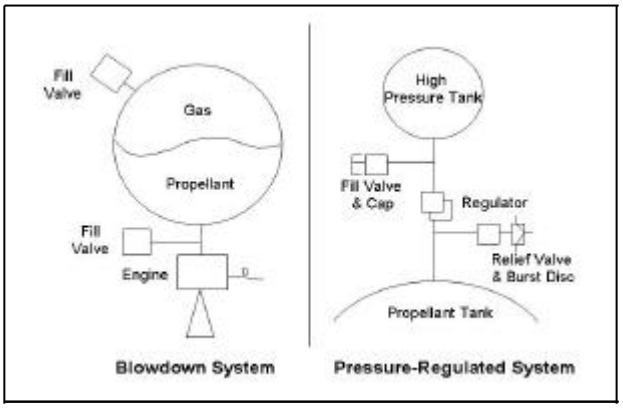


그림 7. Blowdown & Pressure-regulated 시스템

pressure-regulated 시스템은 분리 설치된 고압의 탱크로부터 추진제 압력을 제어하는 방식으로 가압기체가 매우 높은 압력(3000~5000psi)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 경우에서는 이 시스템이 조절가능한 산화제/연료 혼합비를 낮고 추진제의 유동률을 일정하게 유지시킬 수 있으므로 필수적이다.

2.1.3 이원추진제추력기시스템

이원추진제 추력기 시스템은 복잡하며 가격이 매우 높지만 매우 다양하면서도 높은 성능을 제공할 수 있다. 이 시스템은정지궤도 위성에서 궤도전이에사용하는 액체 원지점 엔진(LAE)과 자세제어 등에 이용하는

이원추진제 추력기에 동일한 연료를 사용하고, 엔진의 효율(비추력)을 증가시켜서 높은 시스템 모멘텀을 얻고자하는것이주목적이다. 이원추진제시스템의비추력은약 310초이고수파운드에서수천파운드의추력을 생성할 수 있다. 일반적으로 추진제인 monomethyl hydrazine(MMH)을산화제인 nitrogentetroxide(N_2O_4)와 화학적으로 반응시켜서 추력을 얻는다. 단일추진제 시스템보다는 높은 비추력을 얻을 수 있으나, 시스템 자체가 복잡해지므로 이로 인해 추가로 단가가 상승하는 단점이 있다. 더욱이 연소상의 불안정성 및 혼합비의 불확실성 때문에 정밀 자세제어에 필요한 최소 임펄스비트를얻는데제약이따른다.

개념 및 특징

이원추진제 추력기와 시스템은 그림 8과 9에서 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 그림 8과 9에서 보는 바와 같이 인젝터, 노즐, 연소실, 추진제/산화제 밸브 등이 있다. 이원추진제 추력기는 추력 수준, 임펄스, △V 등이 높게 요구되는 경우에 적합하며 화학식 추진시스템에서 가장 높은 성능을 내고, 추력 가변의 용이성 등과 같은 장점을 갖고 있으나, (1)고가 및 복잡성, (2)안전/취급상의 문제, (3)엄밀한 혼합비(mixture ratio) 제어 요구 등, 개발상의 난제들 또한 내재하고 있다. 산화제와 연료를 연소실 안으로 주입하고, 안정적이며 효율적인 연소를 발생하기 위한 인젝터의 최적설계는 대형 로켓엔진과 마찬가지로 이원추진제 추력기의 성능을 결정하는 가장 중요한 요인으로 시행착오를 통한 경험에 의존하게 된다.

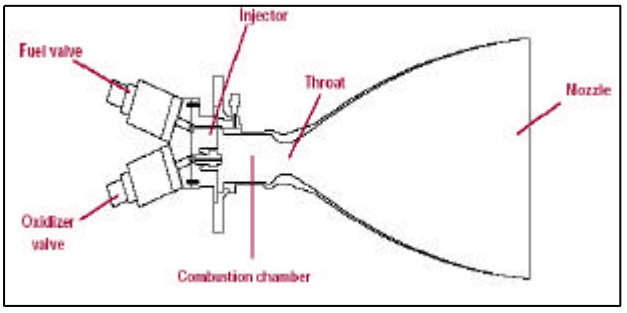


그림 8. 이원추진제 추력기의 단면 형상

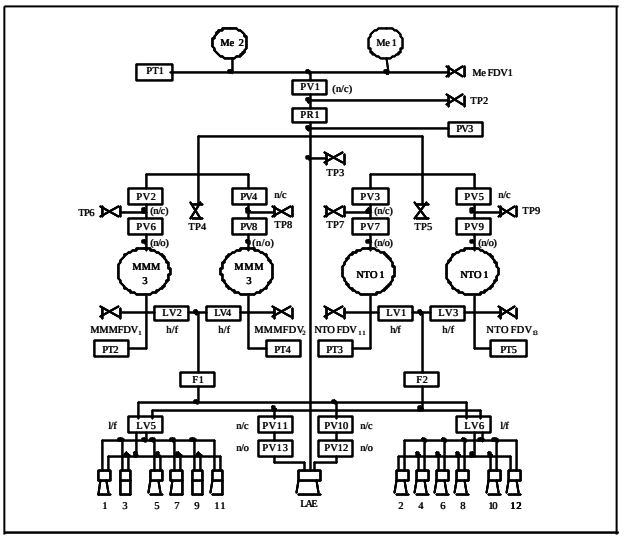


그림 9. 이원추진제 시스템의개략도

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 압력을 변화시키기가 어렵기 때문이다. 이원추진제 시스템에서 사용되는 산화제와 연료로는 MON(mixed oxides of nitrogen)과 MMH (monomethyl hydrazine)가 일반적이며 최대 성능을 위한 혼합비는 약 1.6이다. 티타늄, 알루미늄, 스테인리스 강 등이 추진제 탱크의 재질로서 사용되는 데 이때 티타늄이 가장 가벼워 일반적으로 많이 사용된다. MON은 고무류와 호환성이 없으므로 추진제 제어 장치는 금속과 테플론으로 제한된다. 여기에는 bellows, capillaries, teflon bladder와 trap등이 사용된다.

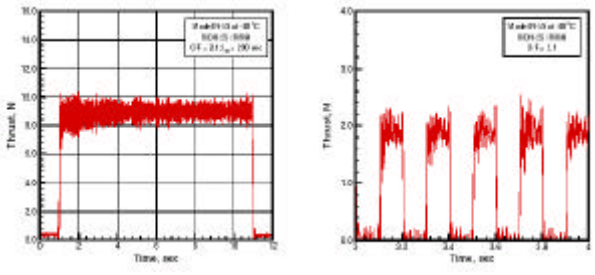


그림 10. R-53 추력기의정상상태및펄스모드에서의성능선도

미국 NASA에서 Mars Flyer의 추진시스템으로 검토된 Primex사의 R-53 8.9N급 추력기의 성능곡선을 그림

10에 나타내고 있다.[5] 시험은 고고도 모사 진공상태에서 산화제/연료비를 1.6~2.7, 입구 압력을 689~2070kPa까지 변화시켜가면서 수행되었으며, 연속연소 모드의 경우 10초 동안의 연소과정에서 8.9N의 진공추력을 낳았으며, 펄스모드의 경우 50% duty cycle, 0.2초 간격으로 20개의 펄스 후 0.22N-s의 임펄스 비트 성능을 나타내었다.

2.1.4 이중모드 추력기 시스템

이중모드 추력기 시스템(dual mode system)은 전술한 이원추진제 시스템의 단점을 보완하기 위해 궤도제어에는 비추력이 높은 이원추진제 액체 원지점 엔진(LAE)을 사용하고, 임무궤도에서의 자세제어에는 신뢰도가 높고 최소 임펄스 비트를 얻는데 유효한 단일추진제 추력기를 사용함으로써 단일추진제와 이원추진제 시스템의 장점을 이용한 형태라 할 수 있다.(그림 11) 단일추진제 추력기의 연소특성상 무수 하이드라진을 사용하여야 하기 때문에 LAE도 추진제를 MMH/N_2O_4 대신 N_2H_4/N_2O_4 의 조합을 사용한다. 이때 하이드라진은 공유 연료탱크로부터 LAE와 단일추진제 추력기로 공급되기 때문에 시스템 하드웨어의 요구 무게를 크게 줄일 수 있다는 장점이 있다. 또한 N_2H_4/N_2O_4를 사용한추진기관의비추력이 MMH/N_2O_4를 사용한 경우보다 크며, 높은 신뢰도와 더불어 정밀제어를 위한 저추력 추력기를 선택하는데 유연성이 크다. 반면에 이원추진제 시스템보다 연소상의 안정성 문제에서 약간 민감하고 실제 탑재된 비행 사례는 아직 적다는 단점이 있다. 그럼에도 불구하고 이러한 이중모드 추진시스템은 가장 기술이 진보된 화학식 추진 시스템이라고 할 수 있다.

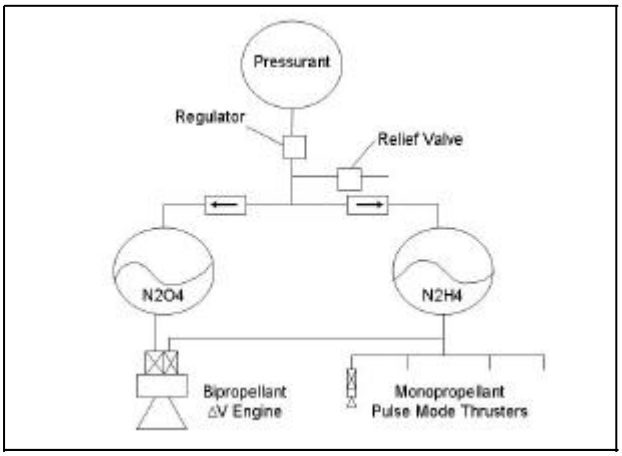


그림 11. 이중모드 추진시스템의개략도

2.1.5 고체추진제시스템

고체추진제 시스템은 아주 간단한 형태로서 초기 위성의 추진기관으로 많이 응용되어 왔다. 특별히 구동이 필요한 부품이 필요치 않기에 높은 신뢰도와 낮은 비용을장점으로가지며, 높은추력대질량비와더불어짧은 시간동안에커다란추력을발생하기때문에급가속에아주적합하다. 반면에액체추진제시스템과달리작동중에추력조절이불가능하며, 현저하게 낮은 비추력을 갖는다. 고체추진제 시스템의 추진제와 산화제는 적합한 비율로 섞은 다음 고체화 시킨다. 일반적인 추진제 혼합체는 아스팔트 연료와 과염소산 암모늄산화제로 구성되며, 이때 산화제는 추진제 무게의 약 75%를 차지하며 전 혼합체는 수산기가 붙은 폴리부타딘과 같은 결합제에 의해 뭉쳐있게 된다. 추진제가 고체이기 때문에 추력은 연소율과 연소표면적에 의해 결정되며, 연소표면적이 클수록 더 빨리 추진제가 소모되며 따라서 더 큰 추력이 발생한다. 연소율은 연료와 산화제의 종류, 이들의 혼합비, 그리고 어떻게 고체가 연소되도록 설계했느냐에 따라 달라진다. 고체추진제 시스템의 비추력은 연료와 산화제에 따라 다른데 일반적인 비추력범위는 200~300초이며, 스페이스셔틀 고체로켓 부스터의 경우 261초의 비추력을 발생한다. 추력을 변경하는 것뿐만 아니라 멈추는 것 또한 매우 어려운 일로 액체추진제 시스템 경우는 단순히 추진제 유동을 차단함으로써 작동을 멈출 수 있지만 고체추진제의 경우 추력을 차단하기 위해서는 폭발시키는 것 외에는 별다른 대안이 없다.

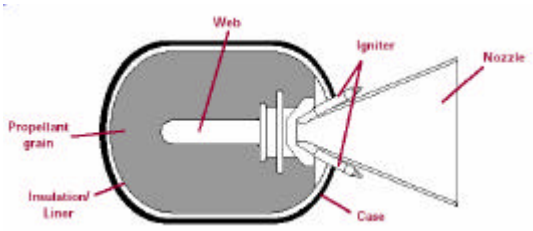


그림 12. 고체추진제추력기의단면형상

2.2 전기식 추진기관

화학식 추진기관과 달리 전기적 가열, 전기적 또는 자기적 힘에 의해 배기가스를 가속시켜 추력을 얻는 방식으로서 가속 방법에 따라 크게 전열 추진, 정전기

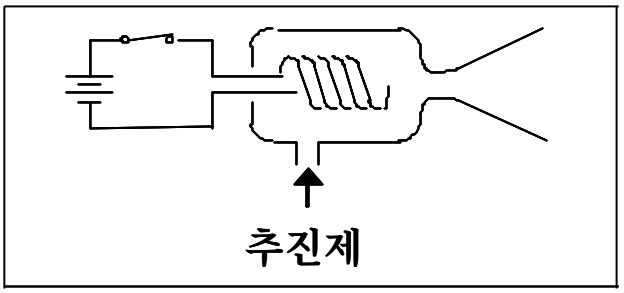
추진 그리고 전자기 추진으로 분류할 수 있다. 전기식 추진기관의 장점은 화학식보다 높은 배기속도를 얻음으로써 연료절약, 위성의 무게 감소, 탑재체의 용량 및 위성 응용 시간의 증가 등이 있는 반면에 궤도전이시 낮은 추력으로 인해 오랜 시간이 걸린다는 단점이 존재할 뿐만 아니라 고전력의 배터리 및 태양전지판의 사용이요구된다.

2.2.1 전열 추력기시스템

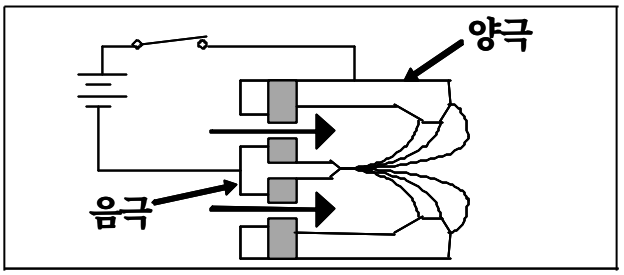
전열추력기시스템(electrothermal thruster system)은 전기에너지를 열로 전환하여 추진제를높은온도로가열한 후에 노즐을 통해서팽창분사함으로써추력을발생하는 시스템으로 화학식에비해저분자량과 높은비열비를 가진 추진제를 이용해 더 높은 배기가스속도를발생시킬 수 있지만 화학식보다 훨씬 낮은 추력범위에서사용된다. 전열 추력기는 추진가스의가열방법에따라서그림 13과 같이 전기저항으로 가열하는 저항제트 추력기(resistojet)와 전기방전으로 가열하는 방전제트 추력기(arcjet)의두가지로크게분류한다.

저항제트 추력기는 전기적으로 가열된 표면을 추진제와 접촉하여 가열시킴으로써비추력을 증가시키는 시스템으로서 1965년에 Vela 위성의 궤도제어용으로 쓰인 이래 현재까지 수백 개의 위성에서 채택하였다. 또한 전기 추력기 중에서도 가장 높은 추력대 전력비를 가지므로 낮은전력소모에서도높은추력을생성할수있는특징이 있다. 현재 가장 일반적으로 사용하는 저항제트 시스템은 기존의 단일추진제 시스템 기술과 거의 동일한 하이드라진 저항제트 추력기로서연료효율이 높아 정지궤도 위성의 북/남 위치유지에주로사용하며약 300초 정도의 비추력을갖는다. 대표적으로 Olin Aerospace사에서 개발한 전열 하이드라진 추력기(electrothermal hydrazinethruster)가있다.

방전제트 추력기는 전기아크나 방전에서 발생하는 고온의 열을이용해추진제를 높은 온도로 가열하는 방식으로 같은 양의 추진제에 대해 방전제트의 비추력이 저항제트에 비해 약 50~100%정도 크다는 장점이 있다. 이때 추진제는 전기적으로중성이므로 추진제에 작용하는 전기력은 없으며, 고온의 가스유동에서 이온화와 분해를 일으킨다. 저전력 하이드라진 방전제트 시스템은 1993년 Telstar 401의 북/남 위치유지를 위 해 처음으로사용되었다.



(a) 저항제트 추력기



(b) 방전제트추력기그림

그림 13. 전열추력기시스템의개략도

2.2.2 정전기추력기 시스템

정전기 추력기시스템(electrostatic thruster system)은 추진제를 이온화시킨 후 이를 정전기장 안에서 가속시켜추력을 얻는방식을사용하므로이온추력기라고도 부른다.[6] 추진제를 가속시키기위한에너지원은추진제의연소가아니라별도의전기에너지이기때문에 추진제를 수십 km/s의 고속으로 가속이 가능하다. 따라서 화학식보다는 질량유량이 훨씬 작으나 배기속도가 아주 높으므로 어느 정도 사용할 만한 수준의 추력을 발생시킬 수 있다.(그림 14) 하지만 배기되는이온빔은양성이므로음성인위성체로의충전을방지하기위해별도로전자를혼합함으로써이온빔을중성화시켜야한다. 정전기 추력기는 충전입자의생성방법에 따라서 전자 충돌식(electron bombardment), 이온 접촉식(ion contact), 콜로이드(colliod) 추력기로분류된다.

전자 충돌식 추력기는가열된음극에서방출되는전자를증기상태의수은이나세슘등의추진제원자에충돌시킴으로써양이온을생성한후이를 전기장과의 상호작용에 의해 가속시켜 추력을 얻는 방식이다.

이온 접촉식 추력기는 세슘과 같은 추진제의 증기를 1000℃ 이상의 다공질 텅스텐 접촉 이온화기에 통과시켜서 양이온을 생성한 후 이온화기 하류에 위치한 가

속전극에 의해 이온빔을 가속시켜서 추력을 발생한다.

콜로이드 추력기는 강력한 전기장을 통해 추진제의 액적을 통과시킴으로써 양 또는 음으로 전하시킨 후 전자기장의 힘에 의해서 가속을 하여 추력을 발생하는 장치로서 매우 작은 추력을 얻는데 유리하다.

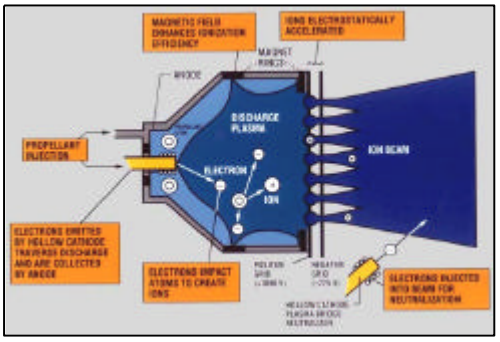


그림 14. 정전기 추력기 시스템의 개략도

2.2.3 전자기 추력기시스템

정전기 추력기가 정전기력에 의해서 이온을 가속시켜 추력을 발생하는 반면에 전자기추력기는 플라즈마 상태로까지 가열된 추진제를 전자기장을 통해서 가속시킴으로써 추력을 얻는다. 또한 플라즈마의 상태로 배기되는 가스에는 양성과 음성입자가 같은 양으로 존재하기 때문에 별도의 혼합과정 없이 항상 중성을 유지한다는 특징이 있다. 현재 연구 중인 전자기 추력기에는 펄스 플라즈마(pulsed plasma), 고정 플라즈마(stationary plasma), 자기 플라즈마(magnetic plasma) 추력기 등이 있다.

그림 15의 테플론을 추진제로 사용하는 펄스 플라즈마 추력기는 점화기 플러그의 방전에 의해 고체 테플론 추진제를플라즈마로가열한후전자기장을통해서가속시킨다. 추진제가 고체이므로 설계가 아주 간단해지며, 가변추력 및 미세한 임펄스 비트를 효과적으로 얻을 수 있다는장점이있다.[7]

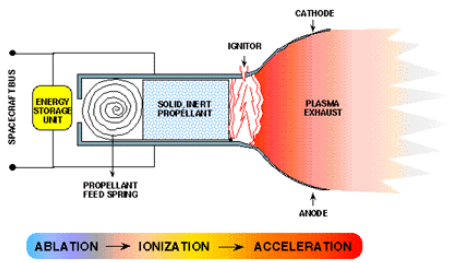


그림 15. 펄스플라즈마추력기시스템의개략도

2.3 차세대 우주추진기관

레이저를 이용한 추진의 연구가 시작된 것은 불과 십 수년 전으로서 가장 큰 특징은 먼 거리에서 레이저 광선을 통해서 에너지를 우주추진기관에 공급한다는 개념이다. 이 개념에서는 에너지공급원이우주비행체와 분리되어 있기 때문에 비추력과 동력이 기존의 추진기관이갖고 있는제한요소에 구애받지 않는다는큰 장점이 있다. 또한 추력기자체의설계도에너지공급원을 고려하지 않아도 되기 때문에 아주 간단해질 수가 있다. 에너지 공급원을 우주공간에 배치하는 것과 그림 16과 같이 지상에 위치하여 우주중계거울로 우주비행체에 반사/조사하는두 가지 방식을 생각할 수 있다.[8]

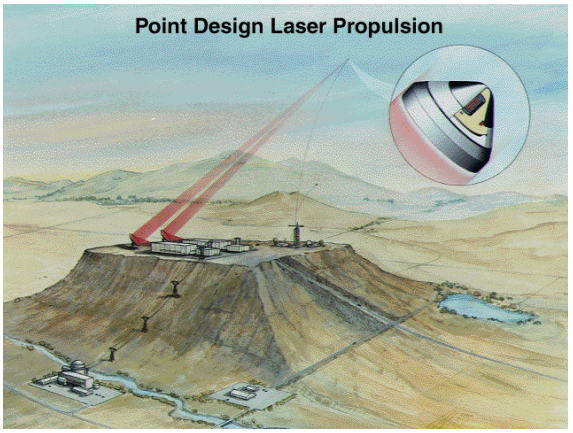


그림 16. 레이저 추진시스템의 개념도

그 외에 현재 연구가 활발히 진행 중인 분야는 태양풍을 이용한 태양돛이다. 추진기관이 없는 태양돛 시스템은 태양으로부터 나오는 빛 입자가 넓게 펼쳐진 돛에 반사되면서 우주선을 추진하는 작용 원리를 이용한다. 마치 돛단배가 바람을 타고 바다 위를 항해하는 것과 같은 원리다. 별과 별 사이의 거리가 보통 몇 광년에 달할 정도로 멀기 때문에 연료를 이용한 우주비행체로는 탐사가 사실상 불가능에 가깝다. 반면 이 기술을 이용하면 자연의 힘으로 항해하는 돛단배처럼 무한하게 먼 우주까지도 여행할 수 있어 다른 행성이나 별로 떠나는 우주여행에 대한 가능성을 높여주고 있다.

실제로 태양돛을 탑재한 우주비행체가 일본우주항공연구소(ISAS)에 의해 2004년 8월 9일 우주로 발사됐다. 태양돛단배로 불리는 이 우주선은 빛을 이용한 세

계 최초의 우주선이다. S-310 로켓에 실려 발사된 태양돛단배 2대에는 각각 7.5㎛의 두께를 가진 클로버 모양의 돛과 부채 모양의 돛이 장착돼 있다.(그림 17) 이 기술은 오래전부터 과학자와 공상과학 소설가 사이에서 가능한 기술로 제시됐다.

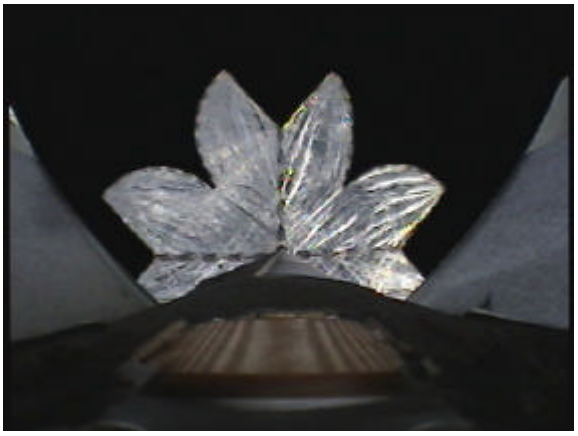


그림 17. ISAS가 발사에 성공한태양돛의전개형상

그러나 우주의 혹독한 환경에서도 견딜 수 있는 얇고 견고한 돛을 만들 수 있는 초경량 물질 개발이 쉽지 않아 실현되지 못하고 있었다. 최근에 이르러서야 재료기술의 발달로 태양돛으로 활용할 수 있는 박막재료가 개발돼 우주선을 만들 수 있게 된 것이다. 현재 다른 몇몇 국가에서도 태양돛단배를 만들기 위한 여러 연구가 진행 중이다.[9]

2.4 상용 추력기의 연구 개발 현황

표 2, 3 과 4에 다양한 추진시스템의 특성, 세계적으로 상용되고 있는 1N 급의 단일추진제 추력기의 특성의 비교와 이원추진제 추력기의 성능 특성의 비교를 제시하였으며, 또한 세계 각국의 개발 현황에 대하여 살펴보기로 한다.

2.4.1 미국 TRW(현 Northrop Grumman사)

2003년 Northrop Grumman Space Technology로 바뀐 TRW사의 우주전자 부문은 40여년 이상의 역사를 가진 미국의 방위산업체로서 마이크로 추력기에서부터 650,000lbf의 LOX/LH2 엔진에 이르기까지 다양한 제품의 생산 및 시험을 수행한다. 1958년부터 추진기술을 발전시켜 왔는데 초창기에는 냉가스, 온가스, 그리고 액체 이원추진제 및 단일추진제 로켓과 부스터에 대해서 중점적으로 연구개발을 하였으며 1970년대부터 전기추진 및 겔(gel) 추진제 추진, 마이크로추진 등에 대해 연구 및 개발을 시작하였다. 현재까지 1000여 개 이상의 단일추진제 추력기, 기체발생기, 가스 추력기 등을 30mlbf~8lbf에 이르기까지 개발하여 왔으며 1lbf급인 MRE-1(monopropellant rocket engine-1) 추력기는 높은 신뢰성으로 인하여 NASA의 5N급 표준 추력기로 선정되어 있기도 하다.[10] MRE-1은 다목적실용위성 추력기의 기본 모델이기도 하며 (주)한화에서 기술 도입에 의한 생산을 하고 있다.

2.4.2 미국 AtlanticResearch Corp.(현 Aerojet)

Atlantic Research Corp.(이하 ARC)는 미 국방성 소요 고체추진제 로켓모터의 가장 큰 공급업체로서 1949년 이래로 200여 종류 이상의 고체추진제 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.[11]

2.4.3 미국 PRIMEX (현 Aerojet)

가장 많은 점유율을 갖는 PRIMEX사는 1960년 Rocket Research Corp.에서 시작되어 Olin Aerospace를 거쳐 PRIMEX Aerospace Company에 이르렀으며 2001년에 다시 General Dynamics Ordnance & Tactical Systems (GD-OTS)사로 바뀌었고 다시 Aerojet사로 인수되었다. 단일추진제 추력기로는 국내 무궁화위성에 사용된 MR-103, MR-106 시리즈를 비롯한 0.2~600lbf의 다양한 하이드라진 추력기를 생산하며, 이원추진제 추력기의 경우에는 HIPAT, R-4 시리즈를 비롯해 2~900 lbf 범위의 엔진을 보유하고 있다.[12]

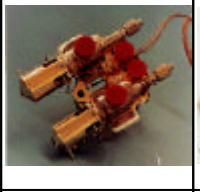
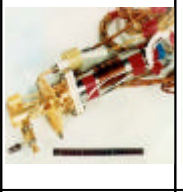
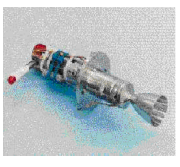
2.4.4 프랑스 Snecma Moteurs

20여 년 이상의 단일추진제 추력기 및 이원추진제 추력기 개발 경험을 보유하고 있다. 최근에 CNESRO 촉매를 사용하여 1N급 추력기를 개발하였으며 1~15N의

표 2, 우주추진기관의 특성 비교

형 태	추진제	추력 (N)	I_{sp} (s)	장 점	단 점
냉가스	N_2 He H_2	0.2 - 2700	60 - 225	?아주 간단 ?자세제어에 적합 ?무제한 on/off	?낮은 비추력 ?여분 부품 필요
액체	H_2/LOX Kerosene/LOX N_2H_4 N_2H_4/N_2O_4	10 - 6×10^6	270 - 530	?연료제어 가능 ?높은 추력	?복잡 ?고가 ?폭발 위험
고체	Al/NH_4ClO_4 $Asphalt/NH_4ClO_4$ $HTPB/NH_4ClO_4$	0.1 - 1.2×10^7	200 - 300	?매우 간단 ?높은 추력 ?저렴 ?저장가능	?연료제어 불가능 ?정지/재시동 불가 ?추력 방향성 어려움 ?심각한 폭발위험
하이브리드	Plexiglass/LOX HTPB/LOX	10 - 3.0×10^5	250 - 350	?연료제어 가능 ?간단 ?비폭발성 ?환경적으로 안전	?매우 높은 추력모터를 제작하기 어려움 ?액체시스템보다 낮은 비추력
핵열	H_2	3000 - 6×10^5	700 - 1100	?높은 비추력 ?높은 추력 ?on/off 가능 ?연료제어 가능	?핵 오염 ?차폐막 필요 ?낮은 추력대 무게비
아크제트	H_2 NH_3	0.05 - 40	500 - 2500	?높은 추력(전기적) ?높은 비추력	?제한된 수명 ?큰 전기력 필요
저항제트	NH_3 H_2	5×10^{-4} - 10	250 - 900	?간단 ?사용수명이 길다	?가장 낮은 비추력
이온	Cs Hg Xe C_{60}	0.02 - 2.0	5,000 - 10,000	?높은 비추력 ?긴 사용수명 ?무제한 on/off	?낮은 추력 ?큰 전기력 필요
플라즈마	H_2 Ar Xe	0.2 - 200	2,000 - 10,000	?높은 추력 ?높은 비추력	?제한된 수명 ?큰 전기력 필요 ?제한된 on/off

표 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						

범위에서 사용가능한 다양한 추력기를 보유하고 있다. 또한 위성체와 발사체의 자세제어를 위해 200N급 엔진을 개발하였으며 이 새로운 엔진은 Euro pe's Automated Transfer Vehicle(ATV)의 자세와 궤도제어용으로 선정되었다.[13]

2.4.5 유럽 ASTRIUM (현 EADS ST)

Astrium은 2000년 5월 프랑스와 영국의 위성제작업체인 Matra Marconi Space사와 독일의 Diamler Chrysler Aerospace사가 합병을 하여 생긴 유럽최대의 위성관련 업체로서 현재 국내의 다목적실용위성 2호의 개발을 위한 기술 협력 회사로 연관되어 있다. 0.5~400N까지의 단일추진제 추력기와 이원추진제 추력기를 생산하고 있다.[14]

2.4.6 이스라엘 RAFAEL

1948년 이스라엘의 국가방위 연구개발기관으로 설립된 RAFAEL사는 2002년 국가소유의 회사로 전환되었다. OFFEQ 위성 및 발사체의 자세제어를 위해 1~200N급의 하이드라진 추력기를 개발하였으며 추진제탱크 및 각종 밸브류를 생산한다.[15]

2.4.7 국내 추력기 연구개발현황

한국통신에서 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 추력기를 자세제어용 추력기 시스템으로 탑재하였다. 무궁화위성 3호는 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.[16]

1999년 12월에 발사된 다목적실용위성 1호 추진시스템의 경우에는 미국 TRW사의 1lbf급 MRE-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, 써모스탯, 온도센서, 커넥터, 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.[17] 그림 18은 완성된 이중 단일추진제 추력기의 모듈 형상을, 그림 19는 2003년 9월 조립, 시험을 완료한 다목적실용위성 2호 추진시스템을 보여주는 사진이다.

한편 (주)한화는 1lbf급 추력기 개발 경험을 바탕으로 1N급의 시제 제작 및 시험을 실시하여 만족할 만한 성능 결과를 획득하였으며 신뢰성 확보를 위한 노력을 경주한다면 비행 모델의 개발이 가능하다고 판단된다. 더불어 한국항공우주연구원의 추력기 국산화를 위한

표 4. Comparison of Bipropellant Thruster Characteristics

Model	TR-308	LEROS 2	200N bi	R-4D	S400-12
Fuel/Oxidizer	N2H4/N2O4	MMH/N2O4	MMH/MON	MMH/N2O4	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					

노력은 이리듐 촉매의 개발 등 기업체가 국산화를 수행하고자 할 때 걸림돌로 작용하는 기초 분야를 중심으로 수행하고 있다.

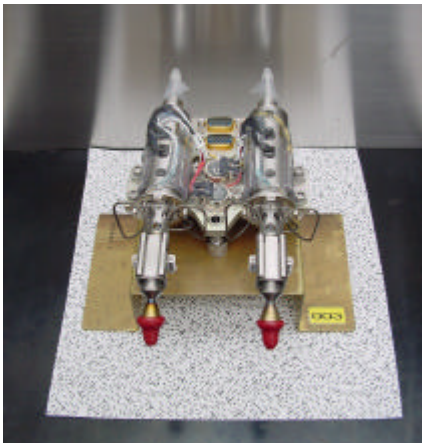


그림 18. 이중추력기 모듈의조립형상

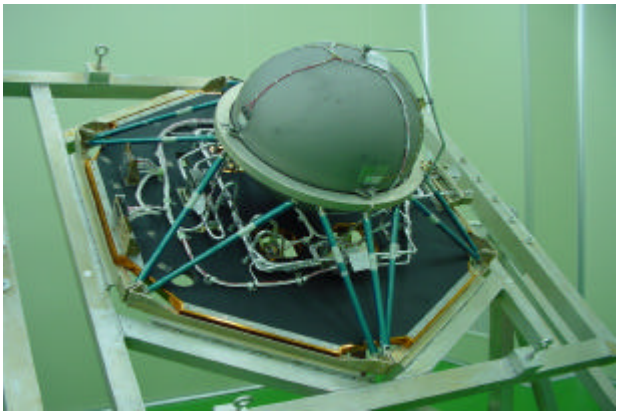


그림 19. KOMPSAT-2 추진시스템 조립형상

새로운 우주비행체 추진시스템을 개발하기 위해서는 기본적으로 이를 뒷받침할 수 있는 설계 및 해석 능력이 요구된다. 당 연구원에서는 다목적실용위성 1, 2호기의 국산화 개발을 통해 관련된 설계 및 해석 능력을 향상시키기 위한 노력을 경주해 왔다. 일반적으로 추진시스템의 주요 설계요소는 우주비행체의 요구조건을 만족시키기 위해 수행한 검증 및 해석 결과로부터 도출된다. 다목적실용위성의 경우 발사에서부터 무중력 환경에 이르기까지 추진시스템 설계의 타당성을 검증하기 위해 구조해석이 수행되었으며, 주요 부품에 대한 고유진동 및 응력분포 해석결과를 바탕으로 설계가 수행되었다. 또한 극저온의 우주환경에서 추진제의 동결 및 과열방지를 위해 다층박막단열재(MLI) 및 적절한 용량의 히터와 써모스탯을 이용해 히터회로를 구성함으로써 일정 수준의 최저 및 최고 온도 요구조건을 만족할 수 있도록 열설계가 이루어졌다. 이때 열해석을 통한 각 부품의 열적 거동 예측이 수반되었으며 최종적으로 열진공 실험을 통하여 검증하였다. 한편, 저장된 추진제는 배관을 통해 추력기 밸브로 이송되며, 이때 밸브 계폐에 따른 순간적인 추진제 흐름의 단절은 압력파에 의한 비정상적인 압력진동으로 수격현상을 유발할 우려가 있다. 이러한 수격현상으로 인한 밸브의 손상 등을 방지하기 위해 추진제 유동해석을 수행함으로써 배관내의 비정상적인 압력진동을 예측하고, 이를 감소하기위한 오리피스(orifice)의 설계 및 장착 위치를 검증하였다. 우주공간에서 추력기로부터 사출되는 플룸(plume)은 추력기의 성능을 결정하는 요소임과 동시에 우주비행체에 교란추력/교란토크를 가하고, 추력기가 장착된 부품을 국부적으로 가열하는 원인이 될 수 있다. 또한 태양전지판, 정밀광학카메라와 같이 오염이 극도로 제한되어야 하는 정밀계측장비에 연소 입자들을 부착시킴으로써 성능의 저하를 가져오기도 한다. 일반적으로 추력기 자체에 대한 성능 해석은 지상연소시험을 통해 검증될 수 있 반면에 우주비행체에 플룸이 미치는 영향은 실험을 통해 정량적으로 수행하기가 불가능하므로 이에 대한 상세해석을 위해 컴퓨터를 이용한 전산유체방법을 적용한다. 구체적으로 추력기 내부의 유동해석을 위한 연속체 모델(continuum model)과 더불어 희박영역으로의 환경 천이영역에 대해 국부적으로 직접모사법을 적용함으로써 플룸이 미치는 영향을 예측하며, 현재 국내 추진시스템 해석 분야에서 관련 기술 확보가 최우선적으로 요구되는 분야이다. 그림 20, 21에 다목적실용위성의 플룸 해석모델 및 추력기가 작동했을 때 플룸에 의하여 야기되는 표면 압력분포 결과를 제시하였다.

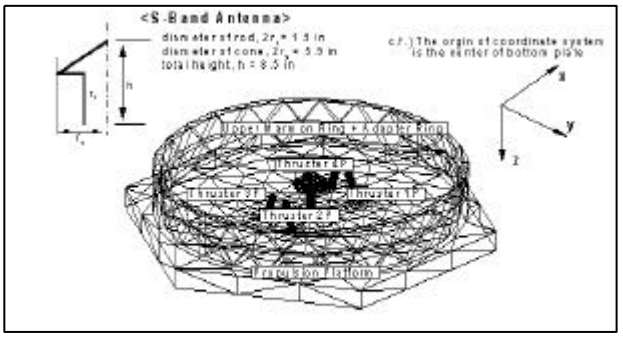


그림 20. 플룸해석을위한격자모델

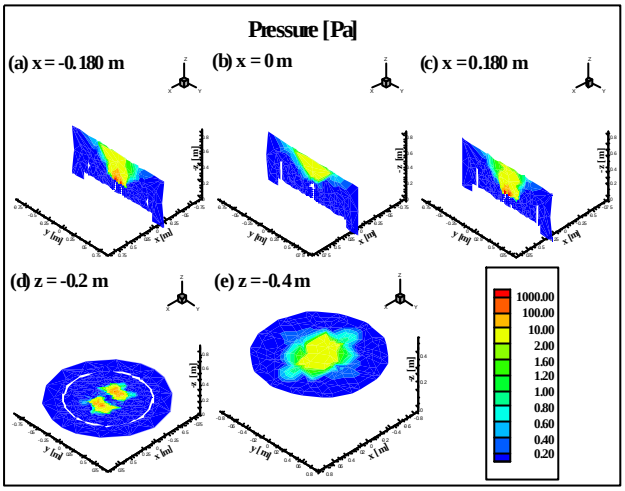


그림 21. 플룸에 의한압력분포도

차후에 플룸의 영향 해석 등 일부 분야에 대한 보완이 이루어질 경우 국내에서 자체적으로 추력기 설계의 전 과정을 충분히 수행할 수 있으리라 판단된다.

3. 결 론

본 보고서에서는 해외 기술 선진국의 우주비행체용 추진기관 및 추력기에 대한 최신 개발 동향과 국내의 개발 현황에 대하여 기술하였다.

우주비행체 추진기관과 관련된 기술은 선진국으로부터의 기술도입이 쉽지 않음에도 불구하고 당 연구원은 다목적실용위성의 개발을 통하여 조립 및 시험, 평가를 독자적으로 수행할 수 있는 기술 기반을 갖추었다. 이와 더불어 확보가 시급한 일부 설계 및 해석 분야에 대한 기술을 자체적으로 개발하기 위해 노력하고 있다.

한편, 전 세계적으로 우주비행체에 대한 요구사항이 증가함에 따라 이를 만족시키기 위해 다양한 형태의 첨단 추진기관 개발에 대한 필요성이 절실히 요구되고 있다. 따라서 현재까지 국내에서 확보한 기술이 주로 단일추진제 추진기관에 대한 제작, 조립 및 시험에 초점을 맞추었다면, 향후에는 이 기술을 바탕으로 이중모드 추진기관과 같은 진보된 추진기관에 대한 국산화 개발로 범위를 확대해 나가는 동시에 우주비행체의 설계변경 시 야기되는 문제점을 추진기관의 입장에서 신속하게 예측하고 그에 대한 해결책을 제시해 주기 위한 설계, 해석적인 기술력을 향상시키기 위한 노력을 기울여야 할 것이다.

참고문헌

1. 홍용식, 우주추진공학, 청문각, 1997
2. 장영근외, 인공위성시스템, 경문사, 1997
3.CharlesD.Brown,SpacecraftPropulsion,AIAA, 1996
4.DanielThunnissen,ChemicalPropulsion,NASAJPL,2001
5. MarsFlyerRocketPropulsionRiskAssessment,NASA Glenn ResearchCenter,CR2001-210710
6.www.ucar.edu/eo/staff/dward/sao/fit/electric.htm
7. www.daviddarling.info/encyclopedia/P/pulsedplas mathruster.html
8. www.daviddarling.info/encyclopedia/L/laserprop..html
9. www.isas.ac.jp/e/snews/2004/0809.shtml
10. www.st.northropgrumman.com
11. www.atlanticresearchcorp.com
12. www.aerojet.com
13. www.snecma-moteurs.com
14. www.launchers.eads.net
15. www.rafael.co.il
16. KOREASAT-3 Spacecraft Analyst Course
17. 연구보고서, 다목적실용위성 2호 추진계개발(V), 2004, (주)한화