

유도탄용 고체 추진제 기술의 발전 추세

임유진*

The Tendency in Solid Propellant Technology for Missiles

Yoo-Jin Yim*

ABSTRACT

The solid propellants have been most widely used for the military rockets or missiles all over the world and the efforts have been focused on the enhancement of propellant performance up to 1980s. Lately in company with the distinguished development in the intelligence and communication technology, the more accurate guidance as well as maneuverability has been required in the military weapon system. To meet the requirements such as a high maneuverability, insensitiveness, or stealth of missile, the researches have been doing to develop the solid propellants which have a quality of ultra-fast burning rate, insensitiveness, low signature or the like.

초 록

세계적으로 군사용 로켓이나 유도탄에 가장 널리 활용되고 있는 고체 추진제 분야에서 1980년대까지는 추진제의 성능을 위주로 발전시키기 위한 노력이 집중되었다. 근래에 와서는 정보 통신 산업 기술의 눈부신 발전으로 군사용 유도탄도 더 향상된 정밀유도 및 기동성이 요구되고 있다. 따라서 유도탄의 고기동성, 둔감화, 은밀성 등과 같은 요구조건에 적합한 기능을 가진 고체 추진제가 요구됨에 따라 초고연소속도, 둔감형, 무연계 추진제 등과 같은 특수 기능을 가진 추진제의 연구가 진행되고 있다.

Key Words: Solid Propellant(고체 추진제), Military Rocket(군사용 로켓), High Burning Rate(고연소속도), Insensitiveness(둔감성),

1. 서 론

물체를 원하는 지점까지 비행 또는 운반하는 데 필요한 추력을 발생시키는 에너지원으로는 고

체 성분, 액체 성분, 전기에너지, 플라스마 등의 종류가 있는데, 이 중에서 가장 많이 사용되고 있는 고체 추진제는 그 자체가 산화제와 연료 성분의 비율이 적절히 구성되어 있기 때문에 점화가 되면 지속적으로 연소하는 성질을 지니고 있다. 고체 추진제는 18세기에 흑색화약이

* 종신회원, 국방과학연구소 추진기관부 추진제팀
연락처, E-mail: eugeneim@add.re.kr

발명된 것이 시초가 되었고, 19세기에 발견된 Nitrocellulose와 Nitroglycerine이 오늘날의 복기(Double Base) 추진제로 발전하여 산업 및 군사용으로 활용되고 있다. 20세기에 2차례의 세계대전과 냉전시대 및 선진국의 우주개발 경쟁에 따라 점차 대형화되는 발사체를 운반하기 위해 추력 성능이 우수한 추진제가 필요하게 되었고, 화학산업의 발전과 함께 고체 추진제의 기술도 크게 발전하였다[1-4]. 국내에서는 1970년에 발족한 국방과학연구소가 유도탄에 필요한 고체 추진제의 국내개발을 주도하면서 다양한 용도의 추진제 제조 기술을 보유하고 있다. 로켓용 고체 추진제는 주로 군용 무기에 활용하기 위해 발전되어 있으며, 그 기술은 우주발사체와 같은 민수용으로도 다양하게 활용되고 있다.

세계적으로 군사용 로켓이나 유도탄에 활용되고 있는 고체 추진제의 80% 이상이 Hydroxy Terminated Polybutadiene(HTPB)계 바인더에 Ammonium Perchlorate(AP)를 주산화제로 사용하는 혼합형 추진제(Composite Propellant)로서 국내에서도 이미 이와 관련된 기술은 충분히 확보되어 있는 상태이며, 일부는 복기형 추진제나 Nitrate Ester Polyether(NEPE)계열의 추진제를 활용하고 있다. 세계적으로 1980년대까지는 고체 추진제의 성능을 위주로 발전시키기 위한 노력이 집중되었다. 즉, 새로운 에너지 물질의 도입이나 조성 및 제조 공정의 개선으로 추진제의 밀도를 증가시키고 비추력을 향상시킴으로서 단위부피당 총역적을 극대화하려는 것이다. 2000년대에는 더욱 발전된 전자산업 기술의 접목으로 군사용 유도탄도 더 향상된 정밀유도 및 기동성의 요구로 인하여, 추진제도 고기능성, 둔감화, 은밀성(Stealth) 등 다양한 기능을 가진 각종 고체 추진제의 기술 확보가 요구되어 선진 각국에서도 이에 대한 연구가 활발히 수행되고 있다. 향후 발전해야 할 로켓용 고체 추진제의 기술 분야를 살펴보면 다음과 같다.

2. 본 론

2.1 고연소 속도 추진제

유도탄에 사용되는 고체 추진제의 특성으로 주요하게 생각하는 것은 성능(비추력과 밀도 등), 연소특성, 기계적 특성 및 제조 공정성 들 수 있으며 기타 안전도 및 노화 특성이 고려해야 할 사항이다[5]. 연소 특성을 세부적으로 분류하면 연소 속도, 연소 안정성, 압력지수(압력변화에 따른 연소 속도의 변화율) 및 온도계수(온도변화에 따른 연소 속도의 변화율) 등이 있다. 고체 추진제는 적용하려는 유도탄의 추력-시간 및 압력-시간의 요구 조건에 만족하려면 가장 기초적으로 필요한 자료가 비추력, 밀도 및 연소 속도이다. 거의 대부분의 고체 추진제는 압력이 증가하면 연소속도가 빨라지는데, Fig. 1과 같이 일반적으로 추진제의 연소 속도는 6.9MPa의 압력을 기준으로 볼 때 33mm/s 이하이면 보통 정도의 연소 속도, 33mm/s ~ 55mm/s 범위이면 고연소 속도, 55mm/s 이상이면 초고연소 속도를 지닌 추진제라고 한다. 그런데 6.9MPa에서의 연소 속도가 6mm/s 이하이면 연소 속도가 매우 낮으므로 저 연소속도 추진제라고 부르기도 한다[1].

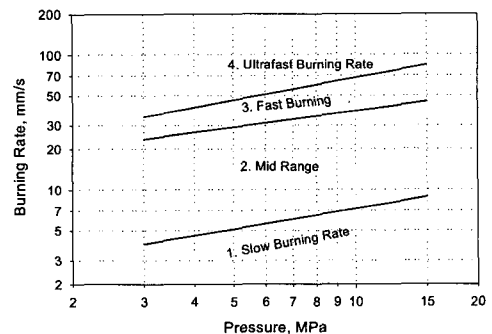


Fig. 1 Burning Rate Classification of Solid Propellant[1]

대부분의 고체 추진제는 Fig. 1에서 보통정도인 영역 2의 연소 속도를 지니고 있는데, 특수한 용도로 사용되는 추진제는 고연소 속도 추

진제를 필요로 한다. 유도탄의 빠른 방향 전환을 위해 유도탄 측면에 순간적으로 추력을 발생시키는 고체 추진기관은 4명역의 연소속도를 필요로 하며, 음속의 6배 이상인 극초음속으로 비행하는 운동에너지탄은 시간당 발생하는 추력이 매우 높아야 함으로 3명역 수준의 연소속도를 지닌 추진제가 필요하다[29]. 추진제의 원료 및 제조 공정상의 특성으로 인하여 빠른 연소 속도를 지닌 추진제의 제조 기술이 확보되면 이 보다 느린 연소속도를 지닌 추진제의 기술도 확보되었다고 볼 수 있다. 고연소 속도 추진제는 원료의 구성성분이 빠른 연소반응을 유발할 수 있는 물질로 구성되어 있다. 현재까지 알려진 방법으로는 입자의 크기가 작을수록 연소속도가 빨라지는 특성을 지닌 산화제인 AP 및 AP의 열분해 반응을 촉진시키는 Fe 계열의 연소반응촉매제를 적용함으로써 고연소속도 추진제를 제조할 수 있는데, Fe 계열의 물질로서 고체로는 Fe₂O₃, 그리고 Fig. 2와 같은 구조를 지닌 HTPB 폴리머에 Fe가 부착된 Butacene를 들 수 있다[6-8]. 추진제 바인더와의 결합이 이루어지지 않는 액상의 Ferrocene계 화합물은 추진제의 안정성, 노화특성 및 연소 속도 증진효과 등을 고려할 때 Butacene보다 못한 것으로 알려져 있다. Butacene은 그 자체가 추진제의 바인더 역할을 하는 것으로 함량이 증가할수록 AP계 추진제의 연소속도가 거의 선형적으로 증가하는 것을 Fig. 3에서 알 수 있다[9].

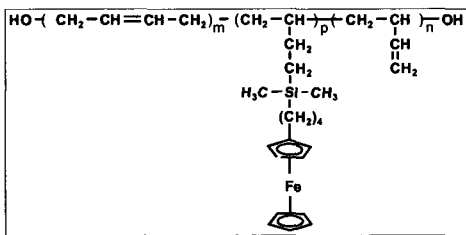


Fig. 2 Chemical Structure of Butacene[7]

2000년대에는 나노기술의 발전과 함께, 군사용으로 활용되고 있는 알루미늄 분말을 100nm

크기로 만들 수 있게 되었고, 이것을 고체 추진제에 적용하면 연소속도를 대폭 증가시킬 수 있는 장점이 많이 발표되었다[10-20]. 국내에서도 국방과학연구소에서 민군겸용기술로 과제를 도출하여 100nm 크기의 알루미늄 분말을 제조하는 기술을 확보하게 되었으며, 이것을 고체 추진제에 적용하여 시험 평가한 결과 연소 속도의 증가 효과가 매우 크다는 것을 확인하였다[20].

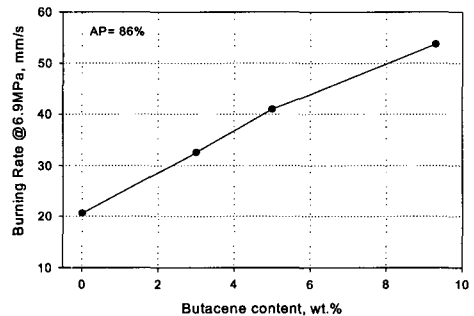


Fig. 3 Burning Rate Enhancement by Butacene[9]

알루미늄 추진제의 연소속도 변화를 도시한 Fig. 4에서 알 수 있듯이 알루미늄이 20% 적용된 HTPB/AP 추진제에서 100nm 알루미늄 추진제는 25 μ m 알루미늄 보다 연소속도가 3배 이상 증가되었다. 나노 크기의 알루미늄은 거의 완전한 구형이며(Fig. 5 참조: 한국원자력연구소 제공) 대기중에서 화재나 폭발의 위험성을 막기 위하여 입자의 외곽에는 수 nm 두께의 알루미늄 층으로 이루어져 있다. 그러나 알루미늄을 적용한 추진제는 매우 짙은 유색연기를 발생시키는 것 이외에, 충격, 마찰, 정전기에 대한 민감도가 대폭 증가하는 단점을 나타내었다. 정전기에 대한 민감도를 나타낸 Fig. 6에서 100nm 알루미늄 추진제는 알루미늄이 없는 추진제에 비하여 3배 더 민감해진 것으로 나타났다. 연소속도 측면에서만 고려한다면 나노 알루미늄을 기존의 고체 추진제 제조 기술과 접목시켜 개발하면 6.9MPa에서 70mm/s 이상의 연소 속도를 지닌 추진제의 제조가 가능할 것으로 판

단된다[13].

추진제의 종류에 따라 연소하는 동안 연소 표면이 액체층을 형성되는 경우와 고체 상태로 유지되는 2 종류로 크게 구분된다. 그런데, 나

노 알루미늄에 의한 연소 속도 증가 효과는 연소 표면이 액체층으로 구성된 Polycaprolacton (PCP)계열의 추진제에서는 연소속도가 수십% 정도만 증가하는 것으로 발표되었다[17, 18].

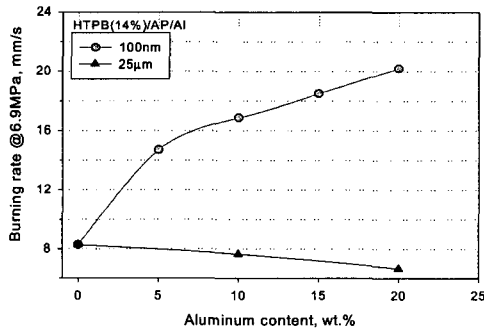


Fig. 4 Burning Rate Enhancement by Nano Aluminum[20].

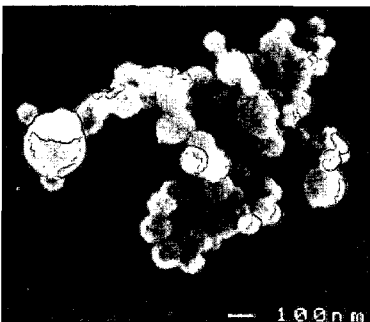


Fig. 5 SEM Photomicrograph of Nano Aluminum

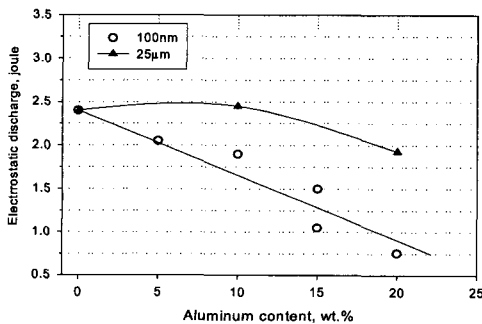


Fig. 6 Electrostatic Sensitivity of HTPB/AP Propellant with Aluminum[20]

2.2 둔감 추진제(Insensitive Propellant)

해상무기의 외부 자극에 의한 화재나 폭발 등의 사고로 인하여 1980년대에 둔감한 무기체계(Insensitive Munition)에 대한 개념이 형성되면서 NATO의 NIMIC(NATO Insensitive Munition Information Center) 및 미군사 규격 MIL-STD-2105C에서 이에 대한 규정이 제정되었다[2, 21]. 로켓이 급속가열(Fast Cook-off), 완속가열(Slow Cook-off), 피탄 충격(Bullet Impact), 파편 충격(Fragment Impact) 및 동조 폭발(Sympathetic Detonation) 등에 의해 폭발이 일어나지 않아야 하는 것으로 규정되어 있다. 그런데 이것은 외부 자극에 둔감한 추진제만으로 둔감한 로켓이나 유도탄이 되는 것이 아니고, 화약, 연소관, 점화장치 등에서도 둔감한 조건이 되도록 구성되어야 한다[21, 22].

기존의 HTPB/AP계열 추진제보다 둔감한 특성을 나타내는 것으로 HTPE(Hydroxy Terminated PolyEther)를 바인더로 구성한 추진제를 적용한 추진기관이 기존의 HTPB계 추진제와 성능은 유사하면서 각종 둔감 시험에서 가장 좋은 결과를 나타낸 것으로 알려져 있다[22]. 이 HTPE계 추진제에서는 대표적인 가소제로 BuNENA (N-Butyl-N- [2- nitrateoethyl] nitramine)를 적용함으로써 성능을 보완하고[23], 외부 자극에 둔감한 특성을 지닌 성분으로 조성을 구성하면서 기계적 특성이 우수하도록 제조할 수 있는 조성 및 제조 공정 기술이 필요하다.

2.3 무연 추진제(Low Signature Propellant)

무연 추진제는 추진제의 연소 과정에서 발생하는 기체가 육안으로 식별을 할 수 없는 정도로 유색의 기체나 물질이 발생하지 않는 추진제를 말한다. 이러한 종류의 추진제는 대부분이 단거리 유도탄에 활용되고 있는데, 그 목적은

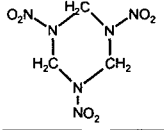
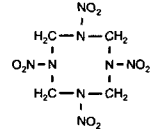
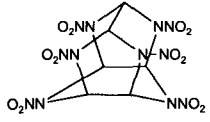
적으로부터의 발사 위치를 은닉시킬 수 있고, 광학적 방법으로 유도 조정하는 무기의 유도 정밀성을 높여 명중률을 증가시키기 때문이다. 추진제가 연소되면서 유색의 연기를 전혀 배출하지 않으려면 추진제 구성 성분에서 금속연료가 배제되어야 한다[28]. 금속 연료는 연소하여 금속산화물의 고체 입자를 생성하므로 유색을 나타내기 때문이다. 또한 가장 일반적으로 사용되고 있는 산화제인 AP를 배제하여야 한다. 이는 AP가 연소하게 되면 염화수소 기체를 발생하는데, 이물질은 공기 중에 수분이 많을 경우(습도가 높을 경우), 기체 상태의 수분을 액체 상태의 물방울로 변화시키는 작용을 하여 안개와 같은 흰색의 2차 연기를 발생시키기 때문이다. 복귀 추진제는 이러한 조건을 만족시키는 무연 추진제 분류에 속하지만 NEPE계 추진제보다 성능, 안전성 및 기계적 특성의 부족하기 때문에 근래에는 별로 이용되지 않고 있다.

NEPE계 추진제의 주된 산화제는 할로젠 원소가 없는 니트라민계 산화제와 Ammonium Nitrate(AN)를 사용하고 있다. 니트라민계 산화제로 Cyclo Trimethylene Trinitramine(RDX)와 Cyclo Tetramethylene Tetranitramine(HMX)을 주로 사용해 왔으며 근래에 이들보다 더 밀도가 높고 에너지가 많은 HexaNitro Hexaazalso Wurtzitane(HNIW)을 적용하여 추진제의 성능 및 특성을 향상시키는 연구가 이루어지고 있다. 니트라민계 산화제의 대표 물질인 RDX, HMX 및 HNIW의 구조식과 밀도를 표 1에 나타내었다. HNIW가 산소함유율 및 밀도가 가장 높기 때문에 이 산화제를 적용하는 추진제의 연구가 가장 활발히 진행되고 있다. 육면체의 니트라민 구조를 지닌 Octanitrocubane는 합성에 성공하였다고 2002년에 발표하였으나 HNIW보다 효율성이 나쁜 것으로 판단되어, 후속 연구가 미진한 상황이다[2].

NEPE계 무연 추진제는 폴리머는 GAP(Glycidyl Azide Polymer), PEG(Poly Ethylene Glycol) 및 PCP 등을 사용하며, 가소제로는 에너지가 높은 BTTN(Butane Triol

Trinitrate) 및 TMETN(Trimethylol Ethane Trinitrate) 등을 사용한다. AN은 추진제의 안전성을 높이기 위해 적용되며 그 함량이 증가할수록 추력은 감소한다. 이 계열의 추진제는 구성성분의 연소 특성상 연소속도가 6.9MPa 압력에서 6~15mm/s 수준이기 때문에 연소 속도를 다변화하기 위하여 소량의 AP를 첨가할 수도 있다.

Table 1. Density and Chemical Structures of Nitramines

Chemicals	Density (g/cc)	Chemical Structure
RDX	1.81	
HMX	1.90	
HNIW	2.04	

24 고추력 추진제

용어 자체에서 의미하듯이 고추력은 추진제의 밀도와 비추력이 높은 것을 의미하는데, 추력과 밀도를 높이기 위해 금속연료로 알루미늄 분말이 약 20% 적용되고 있다[24]. 금속 연료가 적용되면 밀도와 화염온도가 상승하여 그 성능이 극대화되기 때문이다. 추진제에 알루미늄이 다량 함유되어 있기 때문에 추진제의 연소과정에서 짙은 유색의 알루미나 분말이 배출되기 때문에 주로 중장거리 유도탄이나 우주발사체용으로 활용되는 것이다. 고추력을 지닌 고체 추진제로서 대표적인 3 종류의 비추력과 밀도를 표 2에 정리하였다. 가장 일반적으로 사용되고 있는 HTPB/AP/Al 추진제는 밀도가 1.80

g/cc, 이론적 비추력이 2580 N-s/kg이다. 그런데, PEG바인더 시스템에 HMX, AP, Al 등을 적절히 혼합하여 제조한 추진제는 밀도가 1.85 g/cc, 비추력이 2650 N-s/kg 수준으로 HTPB/AP/Al 추진제보다 다소 높다. 이 추진제에 HMX 대신에 HNIW를 활용하면 비추력은 동일하지만 추진제의 밀도가 1.90 g/cc로 더 증가하게 된다. HMX의 밀도가 1.90 g/cc 인데 비하여 HNIW는 2.03 g/cc이기 때문이다. 고체 추진기관은 연소된 기체가 노즐을 통해 배출되면서 각종 인자들에 의해 추력의 손실이 있게 되는데, 실제 연소시험에서 측정된 추진제의 비추력(Delivered Specific Impulse)에 추진제의 밀도를 곱한 값이 추진제의 실제 성능을 나타내는 것이다. 표 2에서 HNIW를 산화제로 사용한 추진제의 성능이 가장 우수하다는 것을 알 수 있다.

HTPB/AP/Al 추진제는 비추력과 밀도가 낮지만 큰 장점으로 부각되는 것이, 저렴한 가격, 연소 속도의 다양화, 낮은 압력지수 등이다. HMX 또는 HNIW를 사용한 추진제의 단점은 연소속도의 범위가 제한적이고, 안전도 및 가격면에서 비교적 열세이다. 고연소속도 추진제 분야에서 서술한 것처럼 나노 크기의 알루미늄 분말을 이 추진제에 적용하면 연소속도를 다양

화 할 수 있다고 유추할 수 있겠지만, PEG 또는 GAP와 같은 NEPE계 바인더로 구성된 추진제는 연소시에 추진제 표면이 용융층으로 구성되는 특성으로 인하여 연소 속도 증진효과가 수십%에 불과한 것으로 알려져 있다. 또한 이 추진제는 주로 중대형 추진기관에 적용되기 때문에 추진제의 기계적 특성과 노화 특성이 특히 우수해야 한다.

25 핀틀 추진기관용 추진제

핀틀 추진기관은 Fig. 7에 도시된 바와 같이 추진기관의 노즐목 입구에 Pintle을 설치하여 원하는 만큼 노즐목의 면적을 조절함으로써 추진제가 연소하는 동안 연소실의 압력을 변화시켜 원하는 추력변화를 얻을 수 있는 장점을 지니고 있다[26, 27]. 일반적인 고체 추진기관은 노즐목 면적이 일정하기 때문에 추진제 그레이의 형상이나 이종의 추진제로 연소하는 동안 2 종류의 추력을 얻을 수 있으나 핀틀 추진기관은 Fig. 8과 같이 다양한 크기의 압력 및 추력을 얻을 수 있다. 따라서 일반적인 고체 추진기관을 적용한 유도탄보다 사거리를 수십% 더 증가하는 것으로 알려져 있다.

일반 추진기관용 고체 추진제는 외부 온도변화에 따른 성능변화를 최소화하기 위하여 낮은 압력지수(압력변화에 따른 연소속도 변화율)를 가진 추진제를 선호하지만, 핀틀 추진기관용 추진제는 압력변화에 따라 연소 속도 변화가 클수록 추력의 변화 폭이 증대하므로 추진제의 연소속도는 느리고 압력지수가 0.7~0.9 정도인

Table 2. Typical High Energy Solid Propellants

바인더	HTPB	GAP 또는 PEG	
산화제 연료	AP/Al	HMX/Al	HNIW/Al
Specific Impulse ¹⁾ N-s/kg	2580	2650	2650
Density, g/cc	1.80	1.85	1.90
Delivered Volumetric Impulse ²⁾	4364	4560	4707

1) Calculated value at chamber pressure=6.89MPa and exit pressure=0.101MPa[26]

2) (Delivered Specific Impulse) x (Density)

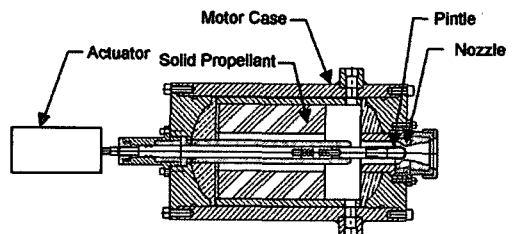


Fig. 7 Schematic Diagram of Pintle Rocket Motor[26]

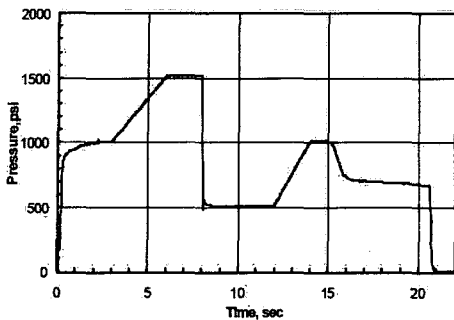


Fig. 8 Pressure vs. Time Curve of Pintle Rocket Motor[27].

것을 필요로 한다. 또한 추진기관의 연소실 내부에 장착된 Pintle이 작동하는 동안 추진제의 연소 생성물이나 열에 의해 변형되지 않아야 하기 때문에 금속연료는 추진제에 성분에서 배제하는 것이 좋다. 일반적인 고체 추진제의 압력지수가 0.3~0.6인 것보다 더 높은 압력지수를 가진 추진제는 원료 성분 자체가 압력에 민감한 연소 속도를 지닌 물질로 구성되어야 한다. 이러한 특성을 가진 성분이 무연 추진제 향에서 서술되었던 니트라민계 산화제인 HMX 및 RDX가 된다. 이들 산화제로만 구성되면 안전도가 매우 불량하게 되므로 소량의 AN을 첨가하면 개선 효과가 있다.

3. 결 론

군사용 로켓이나 유도탄에서 가장 널리 활용되고 있는 추진 에너지원인 고체 추진제는 더 향상된 정밀유도, 기동성, 둔감화, 은밀성 등과 같은 유도탄의 요구조건에 적합한 기능을 필요로 하고 있다. 따라서 추력 성능의 향상을 위주로 발전하던 고체 추진제는 다양한 용도의 필요성에 따라 초고연소속도, 둔감형, 무연, 편틀 추진제 등과 같은 특수 기능을 가진 추진제의 연구가 진행되고 있다. 이외에도 정밀 구동에 필요한 소형의 각종 가스발생 장치용 추진 연료도 다양하게 요구되고 있으며, 특수한 기능

을 지닌 추진제도 적용될 시스템에 적합한 기계적 특성, 제조 공정성, 노화 특성, 안전성 등에 대한 제반 요소들을 향상시키기 위한 연구가 지속되고 있다. 군사용으로 활용되는 고체 추진제 기술은 민수분야인 우주발사체, 연막제, 자동차용 에어백, 항공기 탈출용 가스발생기, 화약 등에도 활용되는 것으로 성능 및 기능의 향상 및 다양화를 위한 신물질 분야도 많은 발전을 이루고 있다.

참 고 문 헌

1. Oberth, Adolf E., "Principles of Solid Propellant development", CPIA Pub. No. 469, 1987
2. Davenas, A., "Development of Modern Solid Propellants", J. of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 6, 2003, pp.1108-1128
3. Davenas, A., "The Main Families and Use of Solid Propellants", Chap. 8 in "Solid Rocket Propulsion Technology", edited by Vavenas, A, Pergamon Press, 1993
4. Klager, K., "History of Binder Development in Composite Propellants", Proceedings of ICT in 1982
5. 임유진, 황갑성, "고체 추진제의 종류와 선택", 한국항공우주공학회지, Vol. 22, No. 6, 1994, pp.147-154
6. 임유진, "혼합형 고체 추진제에서 Fe_2O_3 와 Cr_2O_3 의 연소 촉매 효과", 한국화학공학회지, Vol. 25, NO. 5, 1987, pp.442-446
7. Raynal, S. and Doriath, G., "New Functional Prepolymers for High Burning Rates Solid Propellants", AIAA Paper 86-1594, June, 1986
8. 김창기, 유지창, 황갑성, 임유진, "HTPB/AP/Butacene 추진제의 특성 연구", 한국추진공학회지, Vol.9, No.2, 2005, pp.40-45
9. 임유진, 유지창, 박영철, 김신희, "초고연소속도 추진제 예비연구", 국방과학연구소 연구

- 보고서, TEDC-421-050355, Mar. 2005
10. Baschung, B., Grune, D., Licht, H.H., Samirant, M., "Combustion Phenomena of a Solid Propellant Based on Aluminum Powder", Combustion of Energetic Materials, ed. K.K. Kuo and L.T. De Luca, Begell House Inc, New York, 2002
 11. Dokhan, A., Price, E.W., Seitzman, J.M., and Sigman, R.K., "Combustion Mechanisms of Bimodal and Ultra-Fine Aluminum in AP Solid Propellant", AIAA Paper 2002-4173, 2002
 12. Dokhan, A., Sverdrup, Jacobs, Bui, D.T., Price, E.W., Seitzman, J.M., and Sigman, R.K., "A Detailed Comparison of the Burning Rates and Residual Oxide Products of Ultra-Fine Aluminum in Ammonium Perchlorate Based Solid Propellant", 2003 ICT Conference, V-28
 13. Yuan, L.Y., Chen, D.M., and Hsieh, C.F., "Studies of the Characteristics of UFAL Containing Composite Propellant", 2002 ICT Conference, V-19
 14. Weiser, V., Roth E., Plizko, Y., and Poller, S., "Experimental Studying of Burning Behavior in Aluminized Composite Propellant Including Nanoparticles", 2002 ICT Conference, P-122
 15. Dubios C., "In-situ Polymer Grafting on Ultra Fine Aluminum Powders", 2004 ICT Conference, V-12
 16. Gromov, A., Ilyin, A., and Teipel, U., "Energetic Advantages of Aluminum Nanopowders Passivated by Active Coatings", 2004 ICT Conference, P-78
 17. Bui, D. T., Atwood, A.I., and Atienza Moore, T.M., "Effect of Aluminum Particle Size on Combustion Behavior of Aluminized Propellants in PCP Binder", 2004 ICT Conference, V-27
 18. Bui, D.T., Chan, M.L., Atwood, A.I., Atienza Moore, T.M., Curran, P.Q., and Tuner, A.D., "Combustion Behavior of Aluminum Propellant in PCP Binder", CPIA Pub. 712, JANNAF Combustion Meeting, 2002, p. 637
 19. Mench, M.M., Kuo, K.K., Yeh, C.L., and Lu, Y.C., "Comparison of Thermal Behavior of Regular and Ultra-Fine Aluminum Powders (Alex) Made from Plasma Explosion Process", Combustion Science and Technology, Vol. 13, No. 5, 1998, pp.269~292
 20. 임유진, 민병선, 유지창, "나노 알루미늄이 적용된 HTPB/AP 추진제의 성능과 안전특성", 국방기술연구, Vol.11, No.1, 2005, pp.143-150
 21. Anon, "Hazard Assessment Tests for Non-Nuclear Mutions", MIL-STD-2105C, 14 July 2003
 22. Fisher, M. and Johnsen, Paul T., "A System Approach to IM for Solid Rocket Motors-Composite Cases & Reduced Sensitivity Propellants", IMEMTS, Mar. 2003
 23. 민병선, 박영철, 임유진, "에너지화 가소제인 BuNENA의 합성 및 특성 분석", 한국군사과학회지, Vol.6, No.3, 2003, pp.74-85
 24. 임유진, "알루미늄을 이용한 고에너지 추진제의 성능예측", 국방과학연구소, 연구보고서, MSDC-421-960374, Apr. 1996
 25. McBride, B.J. and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, II Users Manual and Program Description", NASA RP-1311, 1996
 26. Bergmans, J. L and Salvo, R. D., "Solid Rocket Motor Control: Theoretical Motivation and Experimental

-
- Demonstration", AIAA Paper 2003-4968, 2003
27. Lyon, M., "Advanced Propulsion for Tactical Missiles", NDIA Conference on Armaments for the Army Transformation, June, 2001
28. Eisele, S. and Menke, K., "About the Burning Behaviour and Other Properties of Smoke Reduced Composite Propellants Based on AP/CL20/GAP", 2001 ICT Conference, 2003, p.149