

유도탄 고체 추진기관의 세계적 연구동향



金鍾旭 / 國科研 선임연구원
공학박사

선진국의 유도탄 고체 추진기관의 연구 개발 동향 파악은 우리의 유도탄 추진기관 연구개발의 좌표확인 과 나아갈 방향을 설정하는데 대단히 중요합니다. 이 글에서는 유도탄에 사용되는 고체 추진기관에 대한 세계적 연구 동향을 분석하였습니다

연구 동향은 추진시스템과 추진기관 부시스템 및 부품 2가지 부분으로 나누어 살펴보았습니다. 추진시스템은 기존의 고체 로켓과는 다른 닥티드 로켓/램젯, 펄스 모터등의 새로운 추진시스템의 연구동향을 분석하였으며, 기존 고체 로켓 모터 부품의 연구개발 및 동향을 기술하였습니다

(필자 주)

1957년 소련의 Sputnik호 발사후 미국과 소련간의 우주 경쟁이 본격화되었으며, 그 경쟁 속에서 각종 로켓 추진기관의 기술 개발이 가속화되었습니다. 그 중에서도 유도탄 추진기관용으로는 고체 로켓 모타가 다른 추진기관에 비해 시스템의 단순, 제작 비용 저렴, 작동 및 운용의 간편성 등의 이점을 가지고 급속히 발전하였습니다.

직경이 작은 고체 추진모타로부터 우주 왕복선 부스터에 이르기까지 다양한 고체 로켓 추진기관이 개발되어 사용되어왔습니다. 그러나 최근에는 각종 부품 기술의 발전으로 새로운 시스템들이 등장하였는데, 그 중 가장 각광을 받는 시스템이 닥티드 로켓/램젯과 펄스모타 등입니다.

닥티드 로켓/램젯 추진기관은 대기중에서만 사용되는 제한이 있으나, 여러가지 장점으로 인해 미국 및 유럽 각국에서 활발히 연구되고 있습니다. 또다른 접근은 비행체의 추진과 공력, 유도조정을 연계시켜 에너지를 최대한 효율적으로 활용하고자하는 의도에서 펄스모타가 연구되고 있습니다. 고체 로켓 모타는 한번 점화되면, 계속 추력을 발생시켜, 비행체를 최대속도에 도달하게한 다음 더 이상 추력을 제공하지 않으므로써, 항력 손실의 큰 문제점을 가지고 있습니다. 이 문제점을 줄이는 방법중의 하나가 펄스 모타의 활용입니다. 이 글에서는 닥티드 로켓/램젯 및 펄스 모타의 연구 동향을 간단히 기술하고자 합니다.

추진시스템

• 닥티드 로켓 / 램젯

로켓이란 자체에 연료와 산화제를 모두 싣고 비행하면서 추력을 발생하는 장치입니다. 그러나 대기권내에서는 외부의 공기를 흡입하여 그 중에 포함되어 있는 산소를 산화제의 일부로 사용함으로써, 싣고 다니는 산화제의 양을 줄일수 있어 로켓의 무게와 체적을 줄일수 있습니다.

이 원리를 이용한 추진장치가 닥티드 로켓입니다. 닥티드 로켓은 종종 램 로켓이라고도 불립니다. 아래 그림은 닥티드 로켓을 추진기관으로 채택한 유도탄을 보여줍니다. 산화제가 적게 함유된 추진제를 연소시켜 나오는 연소가스를 공기 흡입구로부터 흡입 압축된 공기와 혼합, 연소실에서 추가연소시켜, 노즐을 통해 배출하여 추진력을 얻습니다.

램젯 추진기관은 여기에서 한걸음 더 나아가 로켓내에 산화제를 전혀 싣고 다니지 않고, 연소에 필요한 모든 산화제를 외부 공기로부터 공급하는 것입니다. 따라서 램젯 엔진은 닥티드 로켓에 비해 비추력을 더 높일수 있습니다. 그러나 통상 닥티드 로켓은 램젯 엔진의 일종으로 분류되고 있습니다.

기존의 고체 추진제를 사용하는 경우보다 비추력면에서 4배이상 성능을 향상시킬수 있는 램젯 추진기관의 연구는 소련과 미국을 위시하여 유럽국가들(프랑스, 독일, 네덜란드 등)과 아시아 국가들(일본, 대만, 중국)에서는 활발히 연구되고 있습니다.

미국에서는 램젯 추진기관을 50년대부터 60년대에 걸쳐 미국의 첫번째 전략 미사일인 Navaho와 지대공 미사일인 Bomarc, Talos 및 Typhoon, Little Henry, Redhead/Road runner 등에 적용하였으며, Rare와 Crow같은 실험적 램젯 시스템에는 일체형 고체 부스터를 채택하여

개발하였습니다.

소련에서는 지대공 미사일인 SA-4 Ganef, SA-6 Gainful(Solid Ramjet) 등에 적용하였으며, 특히 소련의 Gainful은 중동 10월 전쟁때 수많은 이스라엘 항공기를 격추시켜 성능을 확인했습니다.

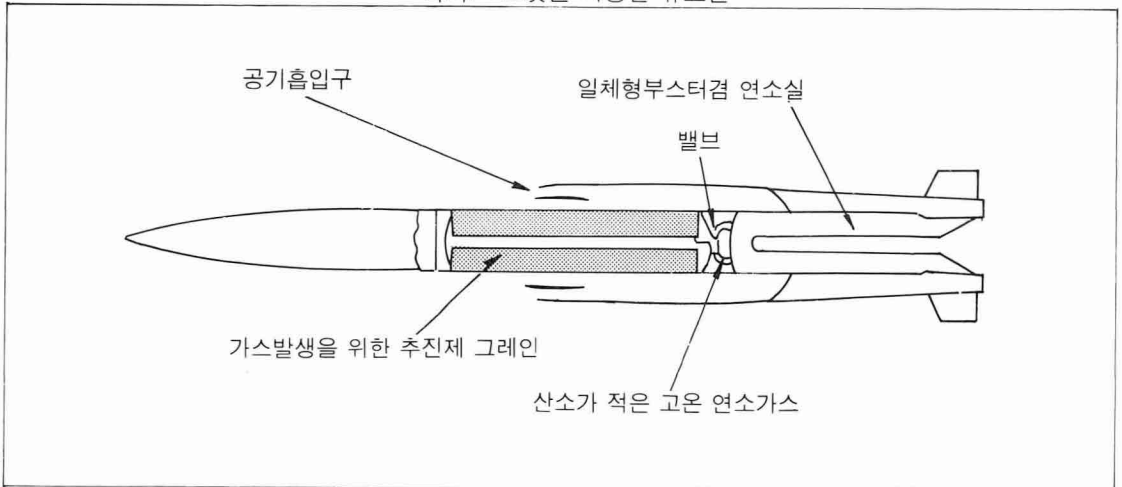
영국에서는 지대공 미사일 Bloodhound와 Sea Dart, 프랑스에서는 Vega, Nord ST-41와 ASMP 중거리 공대지 유도탄에 적용하였습니다.

미국에서는 60년대 후반에 고속, 저고도 일체형 로켓/램젯 추진 시스템 개발을 위해 AL-VRJ(Air-Launched Low Volume Ramjet) 프로그램을 수행하였으며, 70년대 중반 시사에 성공하였습니다. 최근에는 프랑스와 독일의 공동 프로그램으로 램젯 추진기관을 이용한 대함 미사일(ANS)을 개발, Exocet 대함 미사일을 대체할 예정입니다.

지금까지 실용화되었거나 시험개발되었던 램젯 엔진은 대부분이 액체 연료를 사용하는 액체 램젯이었습니다. 최근에는 고체연료를 사용하는 고체 램젯 및 닥티드 로켓의 연구가 활발히 진행되고 있습니다.

램젯 또는 닥티드 로켓 연구에 필수적 핵심 연구들은 램에어(외부에서 흡수되는 공기)를 이용한 연료의 연소 연구, 추진제 조성 연구, 공기 흡입구 설계, 램젯 시스템 부품(고온 가스 밸브, 내열재 등) 개발 기술연구 등입니다.

닥티드 로켓을 사용한 유도탄



독일의 Bayern-Chemie사에는 ANS 대함유도탄을 위해 보론이 함유된 고체 추진제를 사용하는 램젯 엔진을 개발하였습니다. 프랑스의 SNPE에서도 고체 추진제 로켓-램젯을 개발하였는데, 이 추진기관은 마하 2에서 실용적 비추력을 제공하며, 보론을 사용하지 않고도 1000sec 이상 될 수 있습니다.

일본에서도 닥티드 로켓 연구를 활발히 진행하고 있으며, 미국과의 공동연구도 착수할 예정입니다. 대만도 램젯 추진기관을 활발히 연구하고 있으나, 자세한 내용은 알려져 있지 않습니다.

• 펄스 모터

고체 로켓 모터의 단점은 추력 조절이 어렵고, 노즐목의 크기를 제어하기 힘들며, 연소중단 및 재점화시키기가 힘들다는 점입니다. 이런 단점을 부분적으로 보완할 수 있는 것이 다중 펄스 모터입니다. 다중 펄스 모터는 각각 정해진 추력 구간이 요구에 따라 연속적으로 점화됩니다.

연속적으로 배열된 후미 연소 그레이인으로 2개로 구분된 추력 단계를 가진 로켓 모터가 미국의 SRAM-1(Short Range Attack Missile)에 적용되었습니다. 이를 위해 2가지 접근이 시도되었습니다.

하나는 격막으로 연소실을 둘로 분리하는 것입니다. 첫번째 단계의 연소가 완료되면, 정해진 시간 지연 후 두번째 연소실쪽 그레이인이 점화됩니다. 격막은 두번째 연소실에서 발생하는 고온, 고압가스에 의해 작은 조각으로 부서져 연소가스와 함께 노즐을 통해 분출됩니다. 이 방식의 문제점은 격막의 설계와 제작, 내열재, 두번째 단계 연소에서 연소실내의 심한 열전달 문제 등입니다.

또 다른 접근은 두번째 단계에서 추진제 그레이인에 내열재를 도포하여, 첫 단계 추진제가 연소하는 동안은 두번째 그레이인이 점화되지 않게 하는 방법입니다. 두번째 그레이인을 점화시킬 때는 점화기로 추진제 그레이인과 내열재 사이의 공간에 가스를 불어넣어 내열재를 삭마시켜 노즐쪽으로 밀어내고, 두번째 단계 연

소를 진행시키는 방법입니다.

일본과 독일에서도 펄스모터 연구가 활발히 진행되고 있고, 이스라엘에서는 이미 실용화 단계에 있는 것으로 알려져 있습니다.

추진 부 시스템 및 부품

앞장에서는 새로운 고체 추진기관 시스템의 연구동향을 살펴 보았으며, 본장에서는 추진부 시스템인 추력방향 조종장치와 기존 고체 추진기관의 부품 개량을 위한 연구동향을 기술하였습니다.

• 추력 방향 조종

고체 로켓 추진기관의 부 시스템으로서 유도탄의 기동성을 크게 제고할 수 있는 것이 추력방향 조종 시스템입니다. 유도탄을 제어하는 방법은 크게 2가지로 분류할 수 있습니다. 하나는 공기력을 이용한 공력 조종이며, 다른 하나는 추력방향을 변화시킴으로써 조종하는 추력방향조종입니다.

액체 로켓에서는 로켓엔진과 연료탱크가 분리되어 있기 때문에 엔진 전체를 움직여서 추력방향을 조종할 수 있는데, 이것은 개념적으로는 동일하나 추력방향조종이라 하지 않습니다. 항공기 분야에서도 선회능력의 향상을 위해 2차 노즐등을 사용하는 추력방향조종 방식이 있으나 고체 로켓에 사용되는 추력방향 조종과는 차이가 있습니다.

추력방향 조종의 종류는 노즐 전체를 움직이는 가동노즐, 노즐 벽면에서 유체를 분사하는 2차 분사, 노즐 후방에 편향기를 장치하여 노즐 유동 방향을 조종하는 기계적 디플렉타 방식으로 나눌 수 있습니다.

이들 중에 가동 노즐 방식과 2차 분사 방식은 크기와 중량에 큰 단점이 있으나 추력 손실이 적어 장거리 비행하는 우주 발사체와 대륙간탄도탄등의 대형 로켓에 적용되며, 소형 유도탄에는 대부분의 경우 기계적 디플렉타가 주종을 이룹니다. 기계적 디플렉타는 다시 젯 베인, 젯 탭, 제타 베이터 등으로 나눌 수 있습니다.

선진국에서는 추력 방향 조종을 이미 많이 사용하고 있으며, 노즐 하나로 피치, 요 및 롤의 3차 제어가 가능한 젯 베인이 많이 사용되고 있습니다. 특히 유도탄의 수직 발사장치에는 추력방향 조종 방식이 필수적이므로, 그에 대한 적용연구가 활발히 진행되고 있습니다. 일본에서도 위성 발사체에 프렉시블 조인트의 가동 노즐 추력방향 조종 방식을 채택하여 적용하였으며, 전술유도탄의 수직발사에 적용하기 위해 기계적 디플렉타 추력 방향 조종에 대한 연구가 활발히 진행되고 있습니다. 아래의 <표>는 추력 방향 조종의 전술 유도탄 적용 예입니다.

기계적 디플렉타의 개발을 위한 연구분야는 디프렉타의 유동 특성, 내열성 및 로켓모타와의 인터페이스에 대한 연구이며, 급선회를 하기 위한 유도탄의 대양각 제어 알고리즘의 개발이 필요합니다.

• 기존 고체 추진기관의 부품 개량

기존 고체 추진기관의 성능 향상을 위해 새로운 재료 적용 및 부품 적용 연구가 꾸준히 계속되어 왔습니다.

* 추진제

1940년대 추진제의 비추력은 200sec 이하였으나 50년대는 추진제에 나이트로 그리세린을 첨가함으로써 비추력을 높였습니다. 50년대 후반에는 알루미늄등의 금속 첨가물을 추가함으로써 더욱 성능이 향상되었으며, 60년대에는 혼합 추진제가 등장 하였습니다. 70년대 초반에는 가교(cross-linked) 복기 추진제가 적용되었고, 70년대 중반에는 구조적으로 강한 나이트레이트 에스터 폴리에텔 바인더 추진제가 개발되어 적용되었습니다.

최근 추진제 연구 방향은 저연화(reduced smoke)/무연화(smokeless), 저민감(Insensitive) 추진제, 환경문제를 고려한 청결 추진제 개발에 맞추어져 있습니다.

* 모타 케이스

초기의 로켓 모타는 모두 금속 케이스였습니다. 경량화를 위해 경금속의 응용이 시도되었으며, 알루미늄등이 사용되었습니다. 80년대에는 티타늄이 사용되었습니다. 그러나 가장 중요한 기술적 돌파구는 50년대 중반에 필라

전술유도탄에 추력 방향 조종(TVC)의 적용 예

종 류	유도탄명	국가/회사	용 도	상 황
가동 노즐	Standard 미사일 2	미국/Raytheon	함대공	개발중
젯 베인	수직발사 Scasparrow	미국/Raytheon	함대공	제작중
	Barak I	이스라엘/Rafael	함대공/지대공	제작중
	MICA/SAMAT Idra	프랑스/Matra 이탈리아/Sclenia	공대공/지대공 지대공/공대공	개발중 개발중
젯 탭	수직발사 Seawolf	영국/British Acrospace	함대공	제작중
	Roland	프랑스, 독일/Euromissile	지대공	배치중
	HOT	프랑스, 독일/Euromissile	대전차	배치중
	MILAN	프랑스, 독일/Euromissile	대전차	배치중
	AS 30 Laser	프랑스/Acrospatiale	공대지	제작중
제타베이터	Swingfire	영국/British Acrospace	대전차	제작중지
	AT-3 Sagger	소 련	대전차	AT-4로 교체
중심작용 직접 추력 TVC	ATGW 3MR	독일, 프랑스, 영국/Euromissile	대전차	개발중
	Eryx	프랑스 Acrospatiale	대전차	개발중
측면추력 TVC	Dragon	미국 McDonnell Douglas	대전차	제작중지
	ASTER30/15	프랑스 Acrospatiale	지대공/함대공	개발중
	HVM	미국 LTV Vought	함대공/대전차	개발중
	Strix	스웨덴 FFV	대전차	개발중

먼트 와인딩된 복합재 케이스의 개발이라고 할수 있습니다.

복합재를 사용함으로써 일반강을 사용할 때와 비교해서 무게 처 강도비를 파이버그리스/에폭시일때 3배, 카본/에폭시일때 5배가 개선되었습니다. 60년대에는 고장력 Kevlar가 사용되었으며, 그 후 카본 섬유가 사용되었고, 70년대 초에는 실용화되어 여러 유도탄 추진기관에 활용되었습니다.

복합재 연소관 제작에 새로운 기술들이 구사되었으며, 그중에서 마이크로 웨이브 경화와 그물금속 맨드릴 기술등이 고안되어 사용되었습니다. 또한 6축 및 7축 와이딩기를 사용함으로써 제작에 더 큰 융통성을 갖게 되었습니다.

* 노즐

초기에는 대부분의 로켓 모터에 석면/페놀릭 삭마 내열재와 그라파이트 또는 내화 금속(텅스텐등) 노즐목 등이 사용되었습니다. 그러나 석면이 유해하고, 그라파이트는 취성이 있고, 텅스텐등의 내화 금속은 무게가 무거워서 새로운 재료의 개발이 요구되었습니다.

그라파이트 페놀릭이 노즐목에 사용되었으며, 파이로리틱 그라파이트와 2D 카본-카본이 사용되었습니다. 또한 3D 카본-카본이 사용되기 시작하였으며, 이로 인해 노즐구조가 간단해졌습니다.

노즐 출구부에 그라파이트/페놀릭이 사용되다가 카본-페놀릭 테이프래핑이 사용되었으며, 최근에는 3D 카본-카본을 사용하고 있습니다.

모타의 무게와 크기를 줄이기 위해 내삼(Submerged) 노즐이 사용되고 있습니다. 고체 로켓 모터의 노즐 제작 비용이 높기 때문에 최근에는 제작 비용 절감을 위한 재질 선택에 주력하고 있으며, 레이온계 카본 섬유 대신에 팬(Pan)계 카본 섬유 사용이 시도되어 왔습니다. 2D 카본-카본 레이 업 인보루트 공정이 비용이 많이 들고, 공정 제어가 어려워, 3D 위빙과 노즐 출구 등을 일체화한 제품을 개발하였습니다.

* 케이스 단열재 및 라이너

초기에는 석면/페놀릭 단열재가 모타 케이스에 많이 사용되었으나, 연신율이 낮아서 탄



맺는 말

추진기관 시스템의 연구 방향과 부 시스템 및 부품의 연구 개발 방향을 살펴 보았습니다. 시스템적인 연구로는 닥티드 로켓/램젯, 펄스 모타등의 연구가 활발히 진행되고 있고, 부 시스템 및 부품 연구는 추력방향 조종장치연구와 기존 추진기관에 새로운 재료 적용 및 정교한 해석 기법의 구사에 대한 연구가 진행되고 있습니다. *

력있는 모타 케이스에 사용되기에 부적합해졌습니다. 니트릴 부타디엔(NBR)이나 스티렌 부타디엔(SBR) 고무등이 사용되었으며, 그 후에 EPDM(에틸렌 프로필렌 그리고 디엔 모노머 중합제)가 사용되고 있습니다.

80년초까지는 모타 케이스 내부 단열재를 몰딩하거나 레이업하여 배킹하고 최종 형상으로 가공하였는데, 80년 중반부터는 강화되지 않은 단열재를 맨드렐에 먼저 부착하고, 그위에 필라멘트 와인딩한 뒤 동시에 경화시키는 방법이 사용되고 있습니다.

40년대와 50년대에는 모타에 카트리지로 추진제를 장착하는 것이 보통이었습니다. 모타의 성능을 높이기위해서 케이스 접착 시스템으로 변화하였는데, 이 방법은 내부 절연재에 직접 추진제를 구조하는 것입니다. 초기에는 에폭시 접착제를 사용하였으나, 근래는 고무 기초(rubber-based)의 라이너와 직접 접착 시스템을 사용하고 있습니다.

* 점화기

40년대와 50년대의 대부분의 점화기들은 파이로 테크닉형을 사용하였으며, 화약은 보론/포타시움 나이트레이트(B/KNO₃) 펠렛을 사용하였습니다. 점화 에너지가 좀 더 지속적으로 요구되는 시스템을 위해 파이로전형 점화기가 개발되었습니다. 파이로전 점화기는 50년대 중반에 처음 개발되었는데 근본적으로는 소형 모타입니다. 고충전 모타에는 고온 가스를 그레인 스롯에 적절한 시간내에 침투시키기 위해 점화기를 후방에 장착하기도 합니다. 착화를 위해 레이저 화이버옵틱 시스템을 사용함으로써 경량화, 단순화, 안전문제를 해결할수 있었습니다.

* 해석

로켓 모타 개발에 여러가지 해석들이 수행 되는데, 그 중에는 최적화, 내탄도, 연소 불안정, 모타 케이스 설계/해석, 노즐 형상, 내열재 침식 예측, 구조 해석, 열 해석, 열 화학적 해석, 추력 방향 조종 해석, 그레인 설계/해석등이 포함됩니다.

참 고 자 료

- ▲ Schmucker, R. H., 「Modern Rocket Propulsion for Tactical Missiles : A Key Component for Future Missions」, 〈Miltech〉, 1989년 6월호
- ▲ Mama, H. P., 「Solid Rocket Propellants : the European scene」, 〈I. D. R〉, 1988년 3월호, pp. 291~295
- ▲ Thacher, J. and Wetherell, R., 「Solid Rocket History At Hercules」 AIAA-91-2188, AIAA/SAE/ASME/ASEE 27th Joint Propulsion Conference, 1991. 6. 24~26, Sacramento, CA
- ▲ 山本 昭飛己, 「アメリカの 固體ロケット 推進技術の 傾向」, Explosion, Vol. 1, No. 1, 1991년, pp. 47~54
- ▲ 中野透 「戰術ミサイルに適用するTVCについて」, 〈防衛技術〉 1989년 2월호, pp. 10~21
- ▲ Myers, T. D. and Jensen, G., 「Ramjets experience renewed interest worldwide」 〈Aerospace America〉 1990년 7월호, pp. 28~30
- ▲ Bulloch, C., 「Ramjet renaissance imminent ?」 〈Interavia 34(9)〉 1979년 9월호, pp. 854~858.
- ▲ Nishii, S., Fukuda, K., and Kobota, N., 「Combustion Tests of Two-Stage Pulse Rocket Motors」, AIAA Paper 89-2426, AIAA/ASME/SAE/ASEE 25th Joint Propulsion Conference, Monterey CA/ 1989. 7. 10~12