

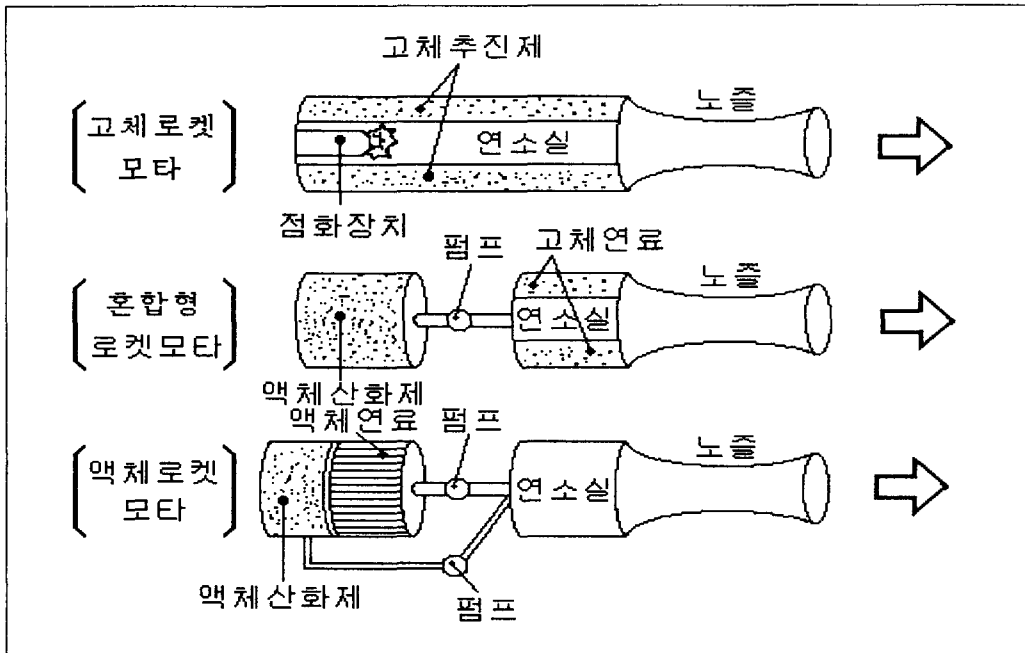
미사일용 추진기관

일본 방위기술의 기초지식의 내용을 옮김
노규환 역 강운구 그림

1. 개요

미사일은 추진기관과 목표추적장치(seeker)와 조종장치로 구성된다. 추진기관은 주날개 및 보조날개를 부착하는 동체의 뒷 부분에 위치하고, 목표추적장치는 신호처리장치 및 탄두와 함께 미사일의 앞 부분에 위치하며, 조종장치는 노즐의 외측에 위치하는 것이 보통이다. 이들 주요 구성품 중 추진기관은 미사일 전체 길이의 약 60~80%를 차지하며, 용도에 따라 아음속 또는 초음속으로 미사일을 가속시키거나 순항시키는데 필요한 추진력을 발생한다. 이

러한 미사일용 추진기관의 대표적인 것으로서 로켓모터를 들 수 있다. 로켓 모터는 고에너지 물질인 추진제를 안전하게 연소시켜 고온고압의 연소가스를 발생시키고, 노즐을 통해 이 가스를 고속으로 분출시켜 추진력을 발생한다. 로켓 모터 외에도 지금까지 미사일용으로 연구 또는 개발된 추진기관으로 제트 엔진과 램제트 엔진이 있으며, 이들 추진기관들과 관련하여 그 개요, 특징, 지금까지의 적용, 현상, 미래 등에 관해서 간단히 살펴하고자 한다.



미사일용 로켓 모터의 종류

2. 로켓 모터

로켓 모터에는 고체로켓 모터(Solid Rocket Motor), 액체로켓 모터(Liquid Rocket Motor), 혼합형 로켓 모터(Hybrid Rocket Motor)가 있다. 고체로켓 모터는 연료와 산화제가 혼합된 고형화된 추진제를 가지며 즉시 발사성, 양산성, 장기 보존성 및 취급성 등이 우수하다. 현재 실용화 되어 있는 지대지 미사일과 단거리 지대공 미사일에 고체로켓 모터가 많이 사용된다. 액체로켓 모터는 액상의 연료와 액상의 산화제로 구성되는 추진제를 가지며, 연료로서 -252.9°C 의 액체수소와 산화제로서 -193.0°C 의 액체산소가 사용된다. 이 모터는 성능이 높고 추진 제어성이 우수하지만 발사가 즉시 이루어져야 하고 취급이 용이해야 하는 미사일용 추진기관에는 적용하기 어려운 점이 있다. 혼합형 로켓 모터는 고체연료와 고체산화제로 구성되는 추진제를 가지며, 고체로켓 모터와 액체로켓 모터의 중간 특성을 가진다. 아직까지는 해결

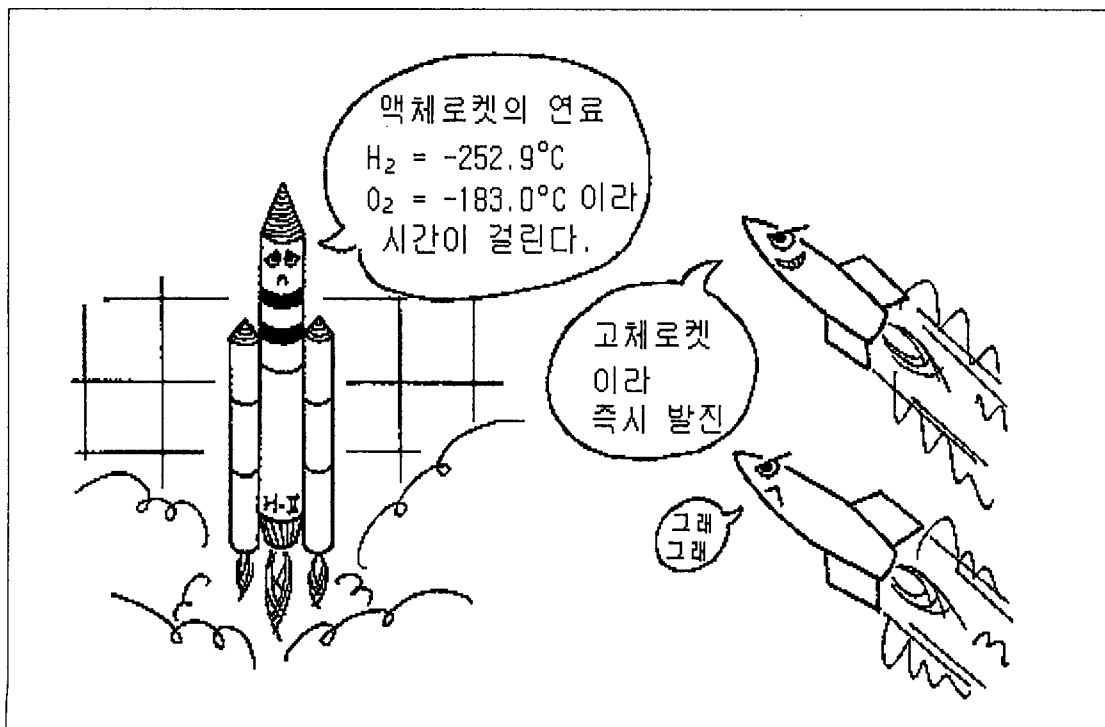
해야 할 기술과제가 많아 미사일용 추진기관으로서 실용화된 것은 없다. 그러나 최근에는 연료와 산화제가 분리되어 있어 이들이 혼합되지 않은 상태에서는 연소하지 않는다는 안전성, 그리고 극저온의 산화제를 사용하지 않을 경우 취급이 용이하다는 장점 때문에 현재 실용화를 검토하는 단계이다.

이들 로켓 모터 가운데 고체로켓 모터와 혼합형 로켓 모터에 관해서 설명하고자 한다.

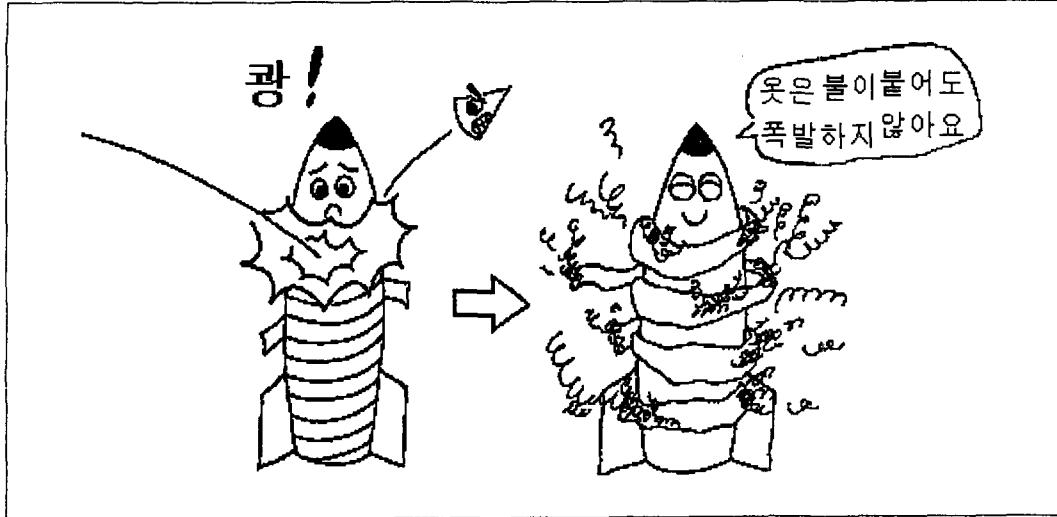
● 고체로켓 모터

고체로켓 모터는 현탁액(slurry)상의 고체 추진제를 충전해서 고형화하고 그 외면에 고무상의 단열재를 부착한 원통형 연소관과 노즐 및 점화장치로 구성된다. 비교적 구조가 간단하고 부품 수도 많지 않지만, 연소관은 압력 용기로서 고온고압의 하중을 받으며 노즐은 초음속 배기가스 유동에 의해 극심한 열하중을 받는다.

연소관의 재료로는 고장력강이 많이 사용되고



액체 로켓은 고체 로켓에 비해 즉시 발사성이 떨어지기 때문에 미사일에 적용되지 않는다.



IM화 된 연소관은 폭발하지 않는다

있으며, 최근에는 경량화 및 IM(Insensitive Munitions: 저감도 탄약)화를 위해 CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic)도 주목받고 있다. IM화는 연소관 외부의 충격 또는 가열에 의한 폭발 위험을 감소시키는 방법이다. CFRP 연소관은 필라멘트상의 탄소섬유에 수지를 함침시킨 후 이것을 경화시켜 만들며, 내압에 의해 파괴될 때 겹겹이 감겨있는 섬유가 늘어나면서 끊어져 연소가스가 섬유와 수지 사이로 새어나오기 때문에 비산물이 적은 IM화의 특성을 가지게 된다. 이외에도 IM화를 위하여 얇은 강철판을 맨드릴에 접착하여 감는 스트립 라미네이트(Strip Laminate) 연소관도 주목받고 있다.

한편, 고체추진제는 니트로셀룰로즈(Nitrocellulose)와 니트로그리세린(Nitroglycerine)을 주성분으로 한 더블베이스 추진제(Double Base Propellant), 그리고 HTPB(Hydroxyl Terminated Poly Butadiene)와 AP(Ammonium Perchlorate) 및 Al을 주성분으로 하는 복합추진제(Composite Propellant)가 주류를 이루고 있다. 더블베이스 추진제는 무연화약이라고도 하며, 발사지점 및 비행 궤적을 은닉할 수 있는 장점이 있으나 성능이 낮다는 단점도 가지고 있다. 더블베이스 추진제는 연기를 발생하지 않으나 때에 따라서는 노즐 후방

에 화염을 발생하기도 한다. 이것은 추진제가 약간의 연료과다 상태에서 연소될 때 배기가스 중의 미연가스가 공기중의 산소와 반응하면서 발생하는 현상이다. 이 휘염은 다량의 적외선을 발생하기 때문에 은닉성의 관점에서 이를 억제하기 위한 연구가 진행되고 있다.

HTPB-Al-AP 복합추진제의 경우 Al 분말의 첨가량을 증가하여 성능을 향상시키는데 이때 다량의 흰 연기가 발생한다. 반면에 알루미늄을 제거하면 연기는 격감하여 회연성이 되지만 성능이 낮아지는 문제가 발생한다. 미사일용 고체로켓 모터의 추진제를 선택할 때 시스템의 요구에 따라 이러한 점이 검토되어야 할 것이다.

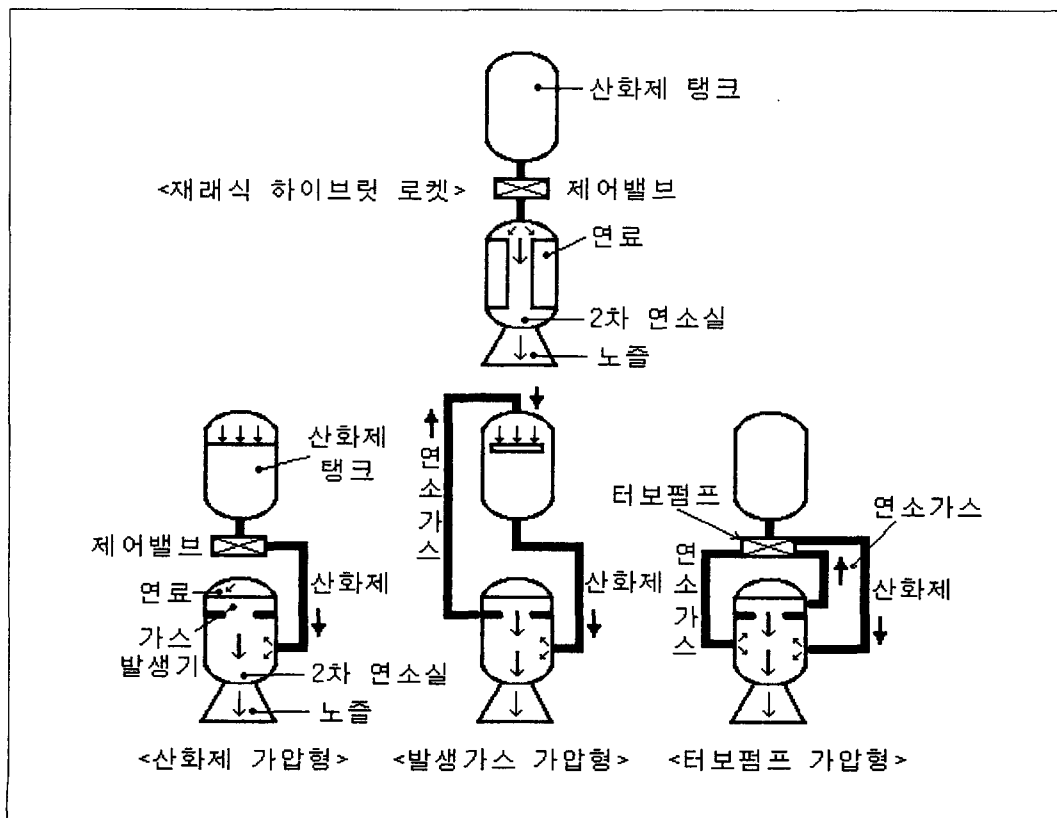
고체 추진제의 성능을 높이기 위하여 다음의 여러가지 고성능 물질이 연구되고 있다. 연료로서 GAP(Glycidyl Azide Polymer), BAMO(3, 3-Bis Azido Methyl Oxetane), AMMO(3-Azido Methyl-3-Methyl Oxetane), 가소제로서 NMMO(3-NitratoMethyl-3-Methyl Oxetane), THF(Tetra HydroFuran), 산화제로서 HNF(Hydrazinium NitroFormate), ADN(Ammo-nium Di-Nitramide) 등이 그것들이다. 이들 물질 중에서 GAP는 고성능 회연성 추진제로 주목받고 있다. 또한 GAP와 ADN을 조합한 고체추진제는 고성

능이면서 동시에 무연성이고 보관 온도의 범위에서는 서로 반응하지 않아 안전하다. 마찰감도는 HTPB-AI-AP 복합추진제와 동등하고 충격감도는 약간 높은 수준으로 알려져 있으며, 안전성 면에서 미래의 고체추진제로 각광을 받을 것으로 기대된다.

고체로켓 모터의 에너지 운용 측면의 하나로서 연소관을 격벽으로 2분할해서 2단으로 추진하는 펄스 모터가 연구되고 있다. 이 방법은 제1단으로 미사일을 비행시키고 적절한 시간을 두고 제2단을 추진시킴으로써 사정거리를 연장할 수 있다. 또는 제1단과 제2단을 연속해서 추진시킴으로써 지금까지의 고체로켓 모터와 동등한 추진력을 얻을 수 있기 때문에 폭넓은 운용이 기대된다. 다만 격벽의 두께를 얼마나 얇게 설계하느냐가 이 기술의 열쇠라 하겠다.

● 혼합형 로켓 모터

아직 까지 혼합형 로켓 모터를 미사일용 추진기관으로 실용화한 예는 없다. 이것은 다음 같은 기술과제를 해결할 수 없었던 것이 큰 요인으로 작용한다. 지금까지의 혼합형 로켓 모터에 대한 연구는 경계층 연소를 이용한 방식이 주가 되어 왔다. 이 방식에서는 H₂O 및 O₂와 같은 액체산화제를 HTPB 등의 연료에 분사하여 연소시킨다. 그러나 HTPB는 연소 속도가 매우 낮기 때문에 큰 추력을 얻기 위해서는 연소면적을 크게 하지 않으면 안된다. 이를 위하여 HTPB 연료의 축방향에 많은 구멍을 뚫어 연소면적을 넓히는 방법을 사용하는데, 이 경우 충전을 저하를 피할 수 없다. 또한 분사되는 산화제의 유량이 연소표면의 전방부와 후방부에서 상이하기 때문에 HTPB 연소속도에 차이가 발생하고, 이로 인하여 연소 말기에 슬리버(Sliver)라 하는 미연소된 HTPB가 많이 남



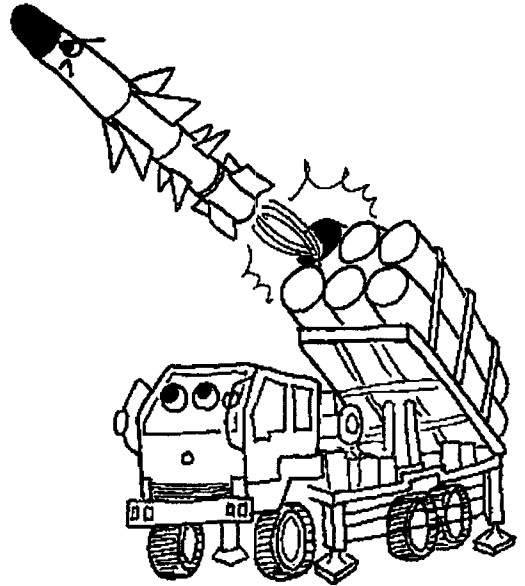
혼합형 로켓 모터

는다. 이와 같은 두 가지 요인으로 인하여 모터의 성능은 저하될 수 밖에 없다.

이러한 단점을 개선하기 위하여 다음과 같은 방안이 고안되기도 한다. 즉, GAP와 같은 자기분해형의 고분자에 착안한 것으로서, 먼저 자기분해반응에 의해서 가연성 가스를 발생시키고 다음에 액체산화제를 분사해서 연소시키는 소위 2단 연소가 그것이다. 이때의 산화제로는 N_2O , N_2O_4 , HNO_3 , HAN(Hydroxyl Ammonium Nitrate) 등이 사용될 수 있다. 한편, GAP 이 외에도 연료가 다소 과다한 HTPB-AP 추진제를 1단 연소시키고 이때 발생한 가연성 가스에 액체산화제를 분사해서 2단 연소를 시키는 방법도 현재 연구되고 있다. 이러한 기술들을 사용함으로써 지금 까지 곤란했던 기술적 문제들이 극복될 수 있을 것으로 기대된다. 뿐만 아니라 GAP 및 HTPB-AP 추진제를 1단으로 연소할 때 가스 출구의 오리피스 면적을 조종하여 발생가스의 유량을 조종할 수 있기 때문에 추진력의 제어도 가능하다. 또한 가스발생제는 저압에서 연소되지 않는 특성이 있기 때문에 이 특성을 이용하여 가스발생제 연소 압력을 조종함으로써 연소의 중단 및 재착화도 가능하다. 이것은 필요한 때에 소정의 추진력을 발생시킬 수 있음을 의미하는 것으로서 대단히 매력적인 기술이라 하겠다. 이러한 새로운 방법들이 연구되면서 혼합형 로켓 모터의 유용성이 한 층 더 부각되기 시작하였다. 더욱이 IM화 경향과도 잘 부합되기 때문에 이에 대한 활발한 연구가 이루어 지고 있다.

3. 제트 엔진

터보제트 엔진에는 순수한 터보제트 엔진과 터보팬 엔진이 있다. 항공기에는 연료 소비율이 적은 터보팬 엔진이 사용되지만 지대함 및 공대함 등의 미사일에는 터보제트 엔진이 사용된다. 터보팬 엔진은 그 구조가 복잡하기 때문에 일회용으로 사용하는 미사일용으로는 부적합하기 때문이다. 또한 항공기용 압축기로는 엔진의 직경을 작게 할 수 있는 축류식을 많이 사용하고, 미사일용 압축



소형 터보제트 엔진을 탑재한 지대함 미사일

기로는 엔진의 길이를 단축할 수 있는 원심식을 많이 사용한다.

터보제트엔진은 공기 흡입관, 압축기, 터빈, 연소실, 노즐로 구성되며, 이외에 기능부품으로 착화기, 점화장치, 연료펌프와 제어밸브, 연료 제어장치, 리저버(reservoir) 등이 있다.

연료에는 케로신(등유), JP-4(Jet Petroleum-4) 등이 사용되고 있으며, 장거리 미사일에는 밀도가 높은 JP-10이 사용된다. 이들 제트 연료들은 그 사용이 한정되어 있기 때문에 가격이 비싼 편이다.

터보제트 엔진은 흡입구를 통하여 공기를 유입하고, 압축기에서 고압으로 가압하고, 연소실에서 연료 노즐을 통하여 분사된 연료와 함께 혼합연소하여 고온고압의 가스를 발생하고, 그 가스를 분출하여 터빈을 회전시킨다. 연소 가스는 터빈을 회전시켜 압축기를 구동시킬 뿐 아니라 노즐을 통하여 분출하면서 추진력을 발생시킨다. 연료소비율, 열효율, 추진효율 등과 같은 엔진성능은 사용하는 부품의 형상, 중량, 내열성능 등에 의존한다. 항공기용 엔진의 경우 성능개선을 위한 연구가 활



덕티드 로켓 엔진

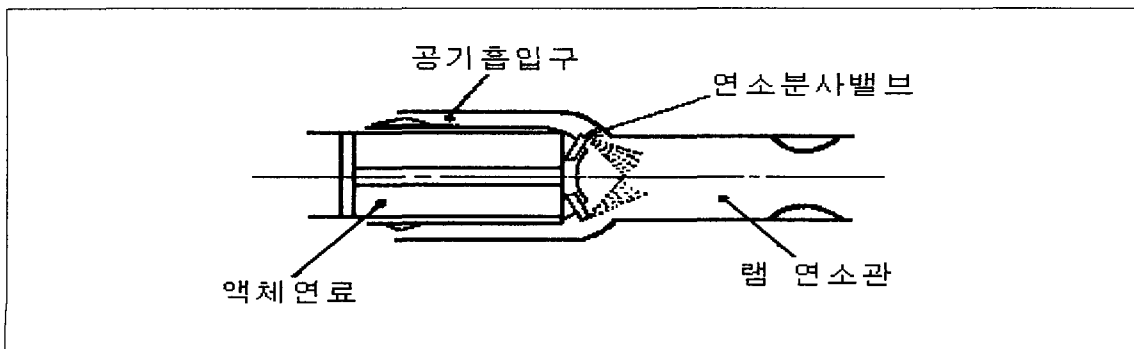
발히 진행되는 편이며, 미사일용 추진기관의 경우 비용절감을 위한 연구가 중요하게 다루어진다.

터보제트 엔진의 연소특성을 시험하기 위해서는 미사일의 실제 비행시의 고도와 속도를 모사할 수 있는 고공성능 시험장치가 필요하다. 이 장치는 비행고도에 따른 주위의 기압을 모사할 수 있으며, 엔진 입구의 비행속도에 따른 램압력(Ram Pressure)을 변화시킬 수 있다.

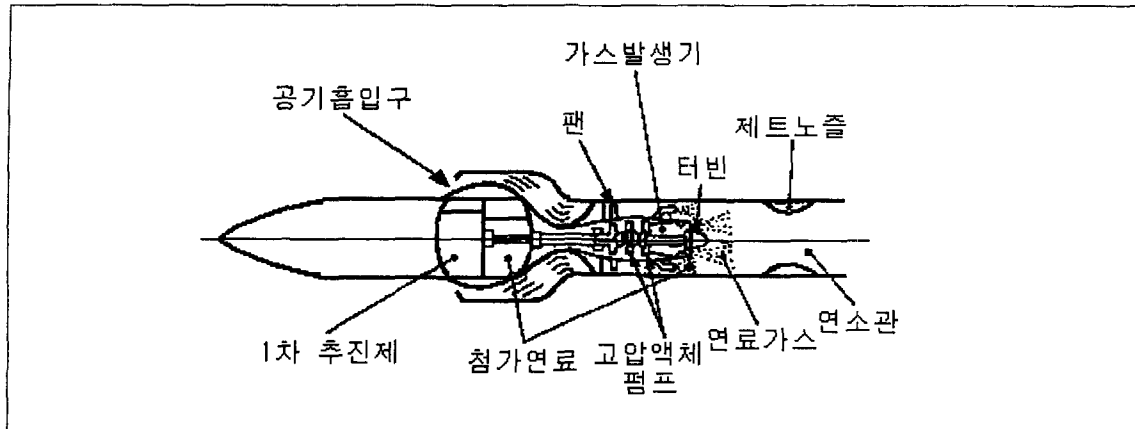
4. 램제트 엔진

램제트 엔진 중에 현재 미사일용 추진기관으로 연구되고 있는 것은 덕티드 로켓(Ducted Rocket) 엔진, 액체 램제트(Liquid Ramjet) 엔진, 그리고 에어터보 램제트(Airturbo Ramjet)엔진 등이 있다. 연료가 고체연료인가 JP-4나 JP-10과 같은

액체연료인가에 따라 덕티드 로켓 엔진과 액체 램제트 엔진으로 구분된다. 램제트 엔진은 공기 흡입구, 연소실, 노즐로 구성되고, (가연성 가스 또는 액체연료의) 분사기는 연소실 앞쪽에 위치하는 것이 일반적이다. 이들 엔진은 압축기가 없어 구조가 간단하지만 흡입되는 공기량, 즉 비행고도와 비행속도에 따라 그 성능이 크게 좌우되는 특성을 가진다. 또한 자력으로서는 발진이 불가능하기 때문에 고체로켓 모터를 후방에 설치하거나 또는 연소실 내에 고체추진제를 내장하는 등의 보조 수단을 사용하여 발진시키는 절차가 필요하다. 엔진의 작동순서는 다음과 같다. 먼저 비행체가 마하 2~3의 속도로 가속되면 흡입구에서 압축된 공기는 아음속으로 감속되어 연소실에 유입된다. 이 공기와 연소실에 분사된 가연성 가스 또는 액체연료가 혼합연소하고, 이때 발생한 고온의 가스가 노즐을 통하여 고속으로 분출하면서 추진력을 발생한다.



액체 램제트 엔진



에어터보 램제트 엔진

닥티드 로켓 엔진에서는 비행 고도 및 속도의 변화에 대응할 수 있도록 GAP계 가스발생제를 이용하여 가스발생기의 유량을 제어하는 연구가 진행되고 있다. 이 가스발생제는 고온의 가연성 가스를 발생시켜 공기와의 연소를 쉽게하기 때문에 빠른 기동성이 요구되는 미사일에 적용된다.

액체 램제트 엔진은 성능이 높으며, 빠른 기동성이 요구되지 않는 장거리 미사일에 적합한 것으로 알려져 있다.

램제트 엔진과 터보제트 엔진의 장점을 이용한 에어터보 램제트 엔진은 자력발전이 가능한 추진기관이다. 즉 초음속 비행에서는 공기의 램압력을 이용하여 램제트 엔진을 작동시키고, 램압력이 낮은 아음속에서는 압축기로 공기를 고압으로 압축시켜 터보제트 엔진을 작동시킨다. 이때 액체 또

는 고체의 가스발생기를 이용하여 터빈을 구동시키고 그 구동력으로 압축기를 회전시키는 방법이 터보제트 엔진과 다른 점이다.

엔진의 연소성능을 시험하기 위해서는 비행고도, 비행속도 및 정체온도를 변화시키는 초음속 연소 풍동설비가 필요하다.

미사일용 추진기관의 개요, 특징, 적용, 현상, 미래에 관해 간단히 살펴보았다. 미사일용 추진기관의 이해에 조금이나마 도움이 되었기를 바란다.

참고 문헌

1. 防衛技術ジャーナル 1996.12., p.31~35, 1997. 1., pp.50~53