

기술해설

하이브리드 로켓 추진기관

이 태 호*

우리는 연료의 화학반응 즉 연소에 의해서 추력을 얻는 추진기관을 크게 고체 추진기관과 액체 추진기관으로 대별함을 잘 알고 있다. 이러한 추진기관들은 외부로부터의 산소 공급 없이 추진기관 내 또는 추진제 자체에 포함하고 있는 산소 공급원이 있어 연소되고 있다.

그러나 대기중에 있는 20%의 무공무진한 산소를 사용하고자 하는 노력이 램제트(닥터드) 추진기관이라는 형태로 개발되어 오고 있다. ⁽¹⁾

즉 램제트 추진기관은 내부에 연료만 (또는 적은양의 산화제 포함된 고체 연료) 이 있고 연소시 필요한 산소는 흡입공기를 사용하는 방법인 것이다. 그러나 이러한 램제트 추진기관은 대기중에서만 작동 가능하며 한계속도 이상에서만 연소가 가능한 사용상의 제한점이 있다. 이러한 램제트 추진기관의 한계점과 극복과 동시에 램제트 추진기관이 갖는 안전성, 연소 특성상의 장점등을 살려서 개발되고 있는 추진기관으로 하이브리드 로켓 추진기관이 있다.

하이브리드 로켓 체계는 고체연료를 사용하는 액체 추진기관 또는 다른 말로 액체 산화제를 갖고 있는 고체 추진기관이라고 할 수 있다. 물론 반대의 경우도 생각할 수 있으나 전형적인 하이브리드 시스템은 고체연료 액체 산화제 시스템이다. 하이브리드 로켓의 연소는 모터케이스 내에서 고체 그레이에서 증발되어 형성되는 연료증기에 산화제가 흘러 들어옴으로써 점화되고 있다. 포트 벽면을 따라서 연료가 타들어 가며 연소개스는 고체 추진기관에서와 같

이 노즐을 통과하게 된다.

금세기 초반부터 산화제와 연료 등에 대해 연구해 왔으며, 그 결과 고체연료로써는 고체 램제트 추진기관이나 일반 고체 추진기관에서 사용하는 HTPB나 HTPB에 금속분말이 혼합된 연료가 추천되고 있으며 산화제로써는 저장성과 한계성이 있는 액체산소가 많은 관심을 끌고 있다. HTPB 고체연료와 액체 산소를 사용한 경우의 연소 성능은 액체 추진기관의 복잡한 구조 없이 액체산소와 RP-1을 사용한 체계의 연소 성능과 유사한 것으로 발표되었다.

역사적으로 볼 때 발사체 개발에서 최대 성능을 얻는 것이 주 관점사항이었으나 근래에 와서는 그 밖의 여러 고려사항 즉, 가격, 안전성, 신뢰도 및 주변환경에 미치는 영향 등도 같이 고려되어야 하게 되었다. 개념적으로 또는 실험적으로 볼 때 하이브리드 로켓 시스템이 이런 면에서 장점을 갖는 것으로 나타나고 있으나 개발업체에서 이를 입증할 만한 충분한 자료가 확보된 상태는 아니다. 그러나 하이브리드에 대한 연구가 주요 관심사로 대두되고 있습니다.

하이브리드 체계가 갖는 주요한 장점중에서 첫째는 안전도 문제이다. 하이브리드 로켓 시스템에서는 산화제인 AP(과염소산 암모니움)가 포함되지 않는 비활성 그레이를 사용하여 태우기 때문에 연료가 안전도 면에서 아주 우수하다. Thiokol 회사에서 산소 분위기 하에서 충격시험을 한 결과도 이를 입증하고 있다.

하이브리드 로켓트는 추진제 분리가 아주 경제적

* 국방과학연구소(Agency for Defense Development)

인 방법으로 되어 있다. 고체연료는 액체 산소와 분리된 케이스에 들어 있기 때문에 거꾸로의 혼합은 거의 불가능하도록 되어 있다. 여러 곳에서(Thiokol, United Technology) 실험결과는 연료와 산소의 혼합은 단지 연료를 저온으로 떨어뜨리는 결과만을 보여 주었다.

연소 과정은 산화제의 흐름에 관련되는 과정이기 때문에 연소중지도 가능할 수 있다. 따라서 발사전에 추력 입증시험도 가능하며 비행중에 부하가 떨어지면 추력 레벨도 줄여 나갈 수 있게 된다. 즉, 하이브리드 모터의 경우 산소 유동을 조절함으로써 점화 상승율이 가능하기 때문이다. 유체 한가지만 있는 시스템이 액체 산화제와 액체 연료를 사용하게 되는 것보다는 조작하기가 훨씬 안전하며 이러한 하이브리드 로켓 시스템의 안전성이 여러 실험에서 입증되어 많은 대학에서 이러한 방법을 채택하여 추진기관 연구를 하고 있다. 특히 MIT, 미공군사관학교, 유타 주립대, 알라바마, 아리조나 대학에서는 이러한 하이브리드 방법을 연구용 로켓으로 사용하고 있다.

다음으로 중요한 것은 신뢰도이다. 하이브리드 로켓 추진기관의 연소 현상은 고체 램제트의 추진기관에서의 연료의 연소 특성과 유사하다. 즉 연료 표면에 경계층 유동장이 형성되며⁽²⁾ 이 경계층은 연료의 증발에 의한 Blowing 효과를 갖는 경계층인 된다⁽³⁾ 특히 중요한 것은 하이브리드 로켓의 그레인은 연

소에 의해 그레인이 감소되는 방향이 산소개스 흐름에 수직방향으로 되며, 일반적인 고체 추진기관에서와 같은 그레인 표면에 수직이 되고 있지 않다. 따라서 산소가 포함되어 있지 않은 그레인은 일반 추진기관에서 매우 위험한 요소로 작용되기도 하는 크랙, 추진제나 라이너 등과의 접촉불량, 접속부의 결합 등에 대해서는 거의 연소과정에서 무감각한 상태이다.

Thiokol, NASA-Marshell, United Technologies 등에서 크랙이나 기공, 분리 등을 의도적으로 또는 나쁜 방향의 것들을 갖고 있는 그레인을 지상 시험한 결과 아무런 문제점이 없었다. 연료와 산소 두가지의 액체를 공급해야 되는 액체 추진기관과는 달리 하이브리드 로켓 시스템은 공급선이 하나이고 따라서 간단한 분사기와 덜 복잡한 배관 시스템으로 구성되어 있다. 또 고체 연료를 사용하게 됨으로써 액체 사용시 문제되는 오염문제도 제거된다.

셋째는 가격이다. 하이브리드 추진제는 상대적으로 값이 싸게 된다. 그것은 비활성이기 때문에 안전이 문제가 되지 않는 일반적인 경공업 단지에서도 생산이 가능하기 때문이다. 실제로 이러한 종류의 그레인들은 미 로스엔젤레스의 교외의 공업지대에서 만들고 있으며 이러한 특성이 저장과 지상에서의 여러 공정뿐만 아니라 운송 등에서 근본적인 가격저렴 요인이 된다. 하이브리드 모터는 지상연소와 중지, 검사, 평가 그리고 추가적인 재점화 연소 등이 가능하

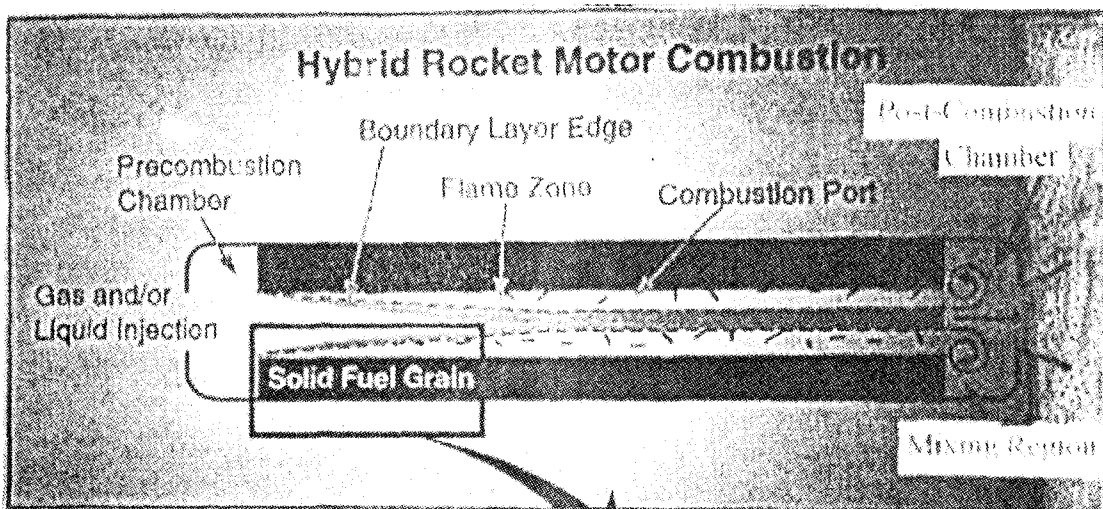


Fig 1. Hybrid Rocket Motor Combustion

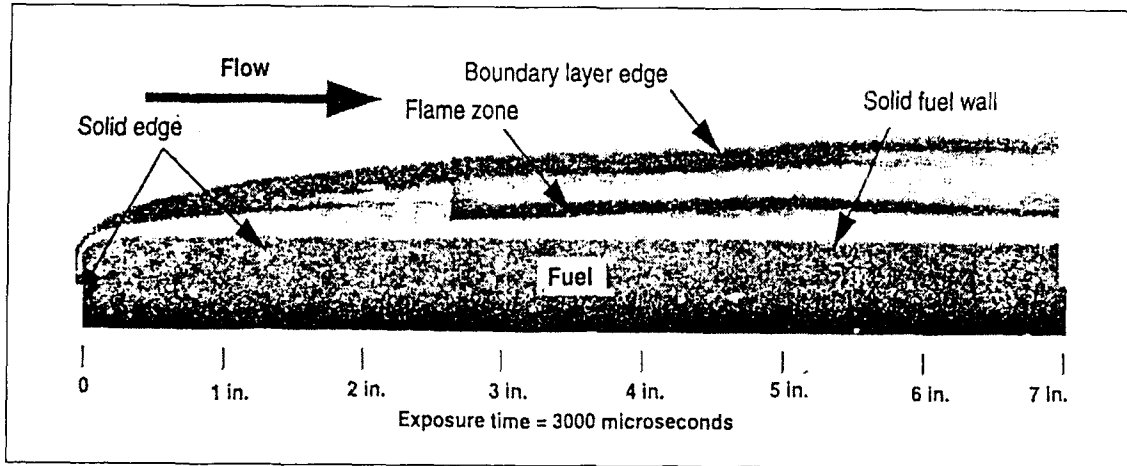


Fig 2. Schlieren Photograph of a Boundary Layer for Hybrid Combustion

기 때문에 개발가격도 낮추게 된다. 한 연구보고에 의하면 space shuttle에 소요되는 추진제 가격을 비교해 보면 하이브리드로 사용하면 비행시험 1회마다 5.7백만불이 절약된다고 보고된 바 있다.

1989년도 NASA는 하이브리드 로켓의 평가를 위해서 4개의 계약을 맺었으며 4개 연구보고는 모두 한결같이 하이브리드의 장점으로는 안전도, 신뢰도 그리고 경제성을 들었다. 1982년 Martin Mariette사에서 20여가지 기술투자에서 하이브리드 추진기관이 가장 좋은 투자 회수율을 나타낸다고 결론지은바 있다.

성능에 관한 것이 네 번째 인자이다. 여러나라에서 기존의 발사 체계로는 탑재물에 대해서 한계점에 이르게 됨을 알게 되었으며 큰 탑재물을 궤도에 띄우기 위해서는 최고 공력 압력점에 달했을 때 추력을 줄일 수 있는 부스터의 필요성을 느끼게 되었다. 하이브리드 로켓 시스템이 이것을 가능하게 하며 즉, 추력은 산소 유량에 달려 있으므로 발사체의 필요에 따라 감하거나 맞춰나갈 수 있다.

미 항공우주국(NASA)에서는 고체 추진기관을 이용하여 수행될 시험에 하이브리드 추진기관 시스템을 채택시험 한 바 있으며, 이러한 대처 방법으로 시험용량, 시험의 탄력성, 시험들간의 재 반복을 위한 ON/OFF/ON에 의해서 예산상, 안전상 많은 이점을 갖게 되었다. 한편 하이브리드 부스터용으로 사용된 모터의크기는 3,000lb에서 40,000lb급에 이르므로 이

정도면 Titan이나 Atlas급에 충분한 관심을 갖을 만 하다. 여기에 참여 업체로는 Thiokol, General Dynamics, United Technologies, Martin Mariette, AMROC, NASA Marshall 등 이었다. 이 프로그램을 통해 하이브리드 시스템에 산업체가 큰 관심을 갖고 개발에 참여케 되었으며 연료 연소 증진기술, 그레인 보강, 분사기술 등이 연구 되었다.

NASA와 체결된 계획에 의하면 1단계로는 3000lb급 11" 모터에서 시작하여 2단계에서 40,000lb급의 24" 모터의 크기로 수행케 되어 있다. AMROC 회사에서는 1986 이후 94개의 하이브리드 모터를 조립했고 180회 이상의 연소시험을 수행했다.

HTPB에 액체 산소가 대부분이고 산화제로 아산화질소를 쓴 것도 있다. 고위 관계자들도 하이브리드 로켓 시스템에 대하여 고체 추진기관과 액체 추진기관에 상용하는 관심도를 갖게 되었으며, 지구 궤도 운반시스템에 하이브리드 로켓 모터가 유효한 필요 기술로서 투자가 되어야 한다는 것도 인식되고 있다. 미국 업체나 정부에서 이러한 방면에 주요 연구개발이 수행되고 있으며, 닥티드, 램젯 로켓과 함께 새로운 추진기관 연구 분야로 대두되고 있다.

본 내용은 Aerospace America (1992)에서 주로 발췌한 내용입니다.^(4,5)

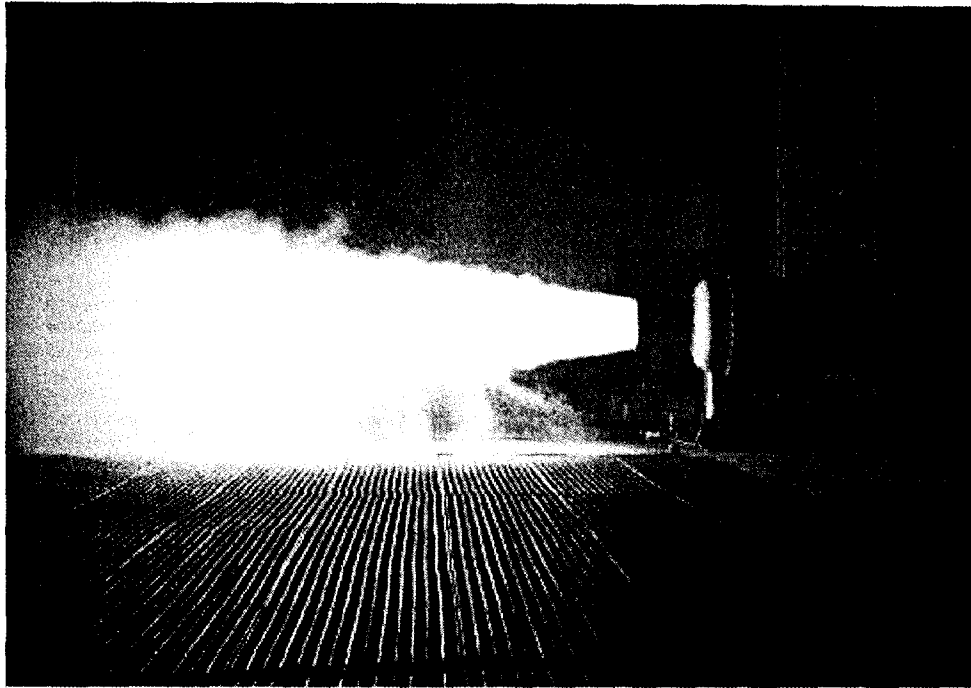


Fig 3. AMROC 이 수행한 Hybrid 모타 지상연소시험

참 고 문 헌

1. J. Nability, Tae-Ho Lee, B Natan and D. W. Netzer "Combustion Behavior of Boron Carbide Fuel in Solid Fuel Ramjets," Combustion of Boron-Based Solid Propellants and Solid Fuels, edited by K. K. Kuo and Roland Pein, CRC Press, 1993, PP.287~302
2. Ronald Humble, Space Propulsion Analysis and Design, 1995, McGraw-Hill Inc, PP.365~392
3. J. N. Chung and Tae-Ho Lee, "A Mathematical Model of Condensation Heat and Mass Transfer to a Moving Droplet in Its Own Vapor, J of Heat Transfer, May. 1984, Vol. 106, No. 2, PP.417~424
4. J. R. Cook, B. E. Goldberg, P. N. Estey and D. R. Wiley, "Hybrid Rockets; Combining the Best of Liquids and Solids." Aerospace America, July. 1992, PP.31~33
5. P. Estey, "Hybrid Rockets," Aerospace America, Dec. 1992, PP62