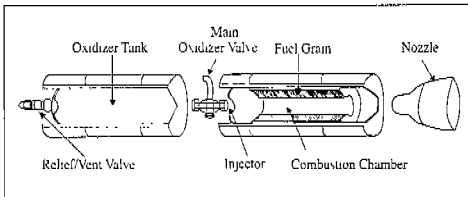


한국 최초의 하이브리드 로켓(Hybrid Rocket) 개발

|(주) 스페이스 리서치/한국항공대학교 | 정동호 |

일반적으로 로켓은 추진제의 종류에 따라 액체로켓, 고체로켓 그리고 하이브리드로켓으로 구분할 수 있다. 고체 로켓은 구조가 간단한 반면 일단 점화되면 추진제가 모두 소진될 때까지 연소를 멈출 수 없으며, 추력 조절과 일시 정지 및 재시동이 불가능하다. 또한 고체 로켓의 추진제는 산화제와 연료가 혼합된 상태이므로 그 자체로서 폭약으로 간주되고 있으므로, 취급에 있어 세심한 주의를 필요로 한다. 액체 로켓은 고체 로켓에 비하여 추력 조절이 가능하고 추력 조절과 정지 및 재시동이 가능하기 때문에 인공위성 발사와 같이 고정밀도를 요하는 우주 발사체에 대부분 이용되고 있다. 그러나 액체 로켓은 추진제를 공급하는 과정이 매우 복잡하고 극저온의 사용 환경으로 인해 고도의 정밀 기술과 개발 및 제조에 필요한 비용과 시간이 많이 드는 단점이 있다. 하이브리드 로켓은 이러한 액체로켓과 고체로켓의 단점을 보완하기 위하여 새로운 개념의 추진방식을 도입한 로켓이다.

하이브리드 로켓이란 ?



대표적인 하이브리드 로켓의 구조

하이브리드(Hybrid)라는 어원의 의미를 살펴

보면 '혼합', '혼성'이라는 의미를 가지고 있다.

하이브리드 로켓 추진시스템은 액체추진제와 고체추진제를 함께 사용하는 로켓 엔진으로 거의 대부분이 액체 산화제와 고체 연료를 사용하는 것이 일반적이나 반대로 고체산화제와 액체연료를 사용하는 극히 일부 실험실적 연구로서의 reversed-Hybrid 로켓 시스템도 있다. 하이브리드 로켓은 액체 산화제와 비활성 고분자 물질(고무 또는 플라스틱)의 고체 연료가 서로 별도의 탱크에 저장되어 있기 때문에 폭발성이 전혀 없고 취급도 매우 안전하다. 하이브리드 로켓의 연소 현상은 인젝터를 통하여 분사되는 액체 산화제가 미립화 되어 경계층 내부로 확산 이동되고, 고체 연료 표면에서 기화되는 연료는 경계층의 중심부로 확산이동 되어 난류 경계층을 형성하고 그 내부에서 산화제와 연료의 적절한 혼합비로 경계층 내의 10%정도의 범위에서 화염이 형성되는 전형적인 난류 확산 연소의 형태를 나타낸다.

하이브리드 로켓은 연소실로 공급되는 산화제의 유량만을 조절함으로써 추력 조절 및 점화/정지/재시동이 가능하다. 하이브리드 로켓의 고체 연료로는 폴리프로필렌(PE), 폴리에틸렌(PP), PMM (Poly Methyl Methacrylate), CTPB, 폴리우레탄(PU), EPDM, HTPB (Hydroxyl Terminated PolyButadiene), 등이 있으며, 산화제는 아산화질소(N_2O), 액체 산소(LOX), 과산화수소, 질

산, N_2O 등의 조합이 사용 가능 하기 때문에 용도에 맞는 산화제와 고체 연료의 적용으로 선택의 폭이 넓어지고 연료와 산화제의 노후화에 따른 폐기나 성능저하의 우려가 없다. 이 외에도 하이브리드 로켓은 오존층을 파괴하는 산화알루미늄(Al_2O_3)나 염화수소(HCl) 같은 물질을 배출하지 않는 환경 친화적인 특성도 있다. 액체 로켓에 비해 개발 및 제작 비용이 적게 드는 경제적인 측면은 하이브리드 로켓의 가장 큰 장점이라 할 수 있다. 최근 인공위성의 수요가 급증하면서 우주 발사체의 신뢰성과 안전성에 대한 요구는 더욱 커지고 있다. 하이브리드 로켓의 뛰어난 신뢰성과 안전성은 이러한 요구에 부응하기에 적합한 추진체로 입증되면서 세계 우주항공 선진국들은 차세대 우주 운반수단으로 연구 개발에 심혈을 기울이고 있다.

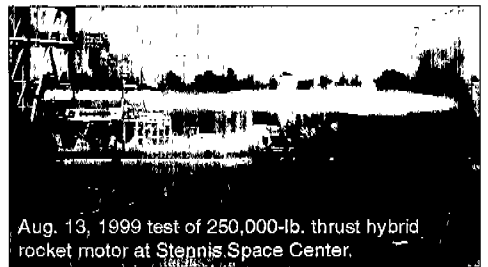
하이브리드 로켓 개발의 역사적 배경

하이브리드 로켓에 관한 연구는 1930년 후반 미국의 California Rocket Society와 독일의 IG. Farben에서의 연구가 시초이다. 1937년 O.Lutz 와 W. Noeggerath는 coal과 가스상태의 nitrous oxide를 사용하여 추력 10kN 급의 엔진 시험을 수행하였고 비슷한 시기 독일의 Obertz는 LOx-graphite 추진체의 조합을 이용한 하이브리드 연소 시험을 수행하였다. 그러나 carbon의 높은 기화열로 인해 연소율이 너무 낮아 이 두 시험 모두 만족할 만한 결과를 얻지는 못하였다.

1940년초 미국의 California Pacific Rocket Society에서는 LOX와 나무, 왁스 그리고 고무와 같은 재질을 사용하여 시험을 하였으며 그중 LOX와 고무를 이용한 시험에서 가장 좋은 결과를 얻을 수 있었으며 이 시험 결과



프랑스 ONERA의 LEX 하이브리드 로켓 발사 장면



Aug. 13, 1999 test of 250,000-lb. thrust hybrid rocket motor at Stennis Space Center.

미국 AMROC 사의 지상연소 시험 장면

를 기초로 하여 제작된 로켓은 1951년 9 km 상공까지 시험 비행하는데 성공하였다. 또한 하이브리드 연소 시험을 통하여 “하이브리드 로켓 엔진에서의 연소실 압력은 산화제의 질량 유량에 비례하며 화염면에 노출되어 있는 연료 그레이의 면적과는 관계가 거의 없으며 연료 표면의 크랙 또는 갈라진 틈에 의한 폭발의 위험성이 없다”라는 결론을 내렸다.

1950년대 중반 하이브리드 로켓 개발에 있어 두 가지의 중요한 하이브리드 연소 시험이 수행되었다. 하나는 General Electric사의 G.Moore와 K.Berman 의 하이브리드 로켓 엔진 시험이다. 90%의 과산화수소와 폴리에틸렌 조합의 연소시험을 수행하였다. 연소시험 결과 높은 연소효율을 나타냈으며 몇 가지

중요한 결론을 내리게 되었는데 하이브리드 로켓 연소에서 연료 그레이인의 크랙은 연소에 아무런 영향을 미치지 않았으며, 점화도 쉬웠다. 연소는 안정적이며 연료 표면은 마치 flame holder의 역할을 하였다. 추력조절은 산화제의 유량만으로도 쉽게 조절할 수 있었다. 그러나 과산화 수소 자체가 가지고 있는 불안정성은 실제 문제가 될 수 있음을 인정하였다. 두 번째로 Applied Physics Laboratory의 William Avery에 의해 reversed-Hybrid 로켓에 대한 시험이 수행되었다. reversed-Hybrid 로켓은 액체 연료와 고체 산화제를 사용하는 것으로 이 시험에서는 액체 연료로 JP, 고체 산화제는 ammonium nitrate를 사용하였다. 그러나 불안정한 연소와 낮은 O/F 비로 그다지 좋은 결과를 얻지 못했다.

1960년대로 접어들면서 sounding 로켓시험이 두 유럽국가에서 수행되었다. 프랑스의 ONERA는 자연점화성질(Hypergolic)이 있는 질산과 아민 연료를 사용하여 1964년 4월 첫 시험발사에 성공, 1965년 3회, 1966년 4회 모두 8회의 시험발사에 성공하였으며 도달 고도 100km였다.

스웨덴의 Volvo-Flygmotor는 자연점화성질이 있는 질산과 폴리부타디엔에 아민을 더한 연료를 사용하여 1969년 20 kg의 payload와 함께 도달고도 80km까지의 비행시험에 성공하였다. 1960년 말 미국의 United Technologies Center (Chemical System Division)

와 Beech Aircraft에서 고고도, 초음속 Target Drone을 개발하였다. 처음 Sandpiper는 MON-25(25% NO, 75% N_2O_4)와 Poly Methyl Methacrylate (PMM)-Mg를 사용하여 1968년 6회의 시험에서 300초간 160km의 비행에 성공하였다. 두 번째 미 공군의 개발프로그램이었던 HAST는 IRFNA-PB/PMM 추진제의 조합으로 10:1까지의 추력 조절(Throttling)이 가능하였다. 마지막으로 Firebolt는 CSD와 Teledyne Aircraft에서 개발되었다. HAST와 같은 추진제 조합을 사용하여 1980년 중반까지 성공적으로 비행시험을 마쳤다.

최근 하이브리드 로켓의 가격대비 성능의 우수성이 입증되면서 미국과 유럽의 주요 국가 그리고 일본을 비롯하여 이스라엘에서도 활발한 연구 활동과 개발이 이루어지고 있는데 그 중 미국이 가장 두드러진 성과를 이루고 있다.

1980년대 말에서 1990년대 초 미국의 AMROC은 우주 발사체의 Booster로 사용하기 위한 대형 하이브리드 로켓을 개발하였다. AMROC에서 개발한 H-500 엔진은 312,000N의 추력을 낼 수 있으며, 액체산소와 HTPB 추진제 조합을 사용 하였고 연소시간은 70초이다. 그리고 같은 추진제 조합을 사용하며 추력 1,000,000N급 H-250F 엔진의 연소시험을 수행하였다. 1994년 1월 미국 공군사관학교는 전장 64 m의 시험용 하이브리드 로켓 비행시험을 수행하였다. 추진제는 액체 산소와 HTPB를 사용하고 최대 추력은 4400N으로 연소시간은 17초, 도달고도는 약 5 km였다. 이외에도 영국의 Surrey 대학을 비롯하여 독일의 Munhen 대학, 미국의 Purdue 및 Illinois 그리고 Arkansas 대학과 같은 교육기관에서도 하이브리드 로켓에 대한 기초 연구가 활발하게 진행중이다.



미국 EAC에서 개발한 하이브리드 로켓 지상연소 시험



1997년 Lockheed Martin과 EAC가 공동개발한 Hyperion 하이브리드 로켓

한국 최초의 하이브리드 로켓 발사를 위해

이와 같이 차세대 개념의 발사체로 각광을 받고 있는 하이브리드 로켓의 국내 개발 현황은 다음과 같다. (주)스페이스 리서치는 세계적인 개발추세에 부응하고 국내 유일의 하이브리드 로켓 전문기업으로 성장하기 위해 한국항공대학교 김진곤 교수팀(항공우주 및 기계공학부)과 공동으로 하이브리드 로켓 추진 연구소를 설립하고 1999. 7월부터 본격적으로

하이브리드 로켓엔진의 연소시험을 수행하고 있다. 수년간 하이브리드 로켓엔진의 이론적 접근에서부터 실제적인 지상연소 시험을 통해 하이브리드 로켓엔진의 연소특성과 성능을 분석하는데 목표를 두고 초기 추력 50kgf급 엔진으로부터 기초연구를 시작하였다. 대부분의 초기 개발과정에서 그렇듯이 많은 시행착오와 실패로 어려움이 있었지만 80여회에 이르는 로켓엔진 지상연소 시험을 통하여 성공적으로 하이브리드

로켓엔진을 개발할 수 있었다. 50kgf급의 기초 연구용 시험 엔진개발 결과를 기초로 하여 실제 비행 모델에 적용할 수 있는 추력 500kgf급 엔진 개발을 2000년 5월에 성공리에 끝 마쳤다.

이를 통해 실용 하이브리드 로켓 개발이라는 목표를 세우고 한국항공대학교와 공동 연구를 추진, 복합소재를 이용한 비행체 구조설계 및 실제 비행 모델용 하이브리드 로켓 엔진 개발을 성공적으로 완료하여 2000년 10월

에는 Prototype으로 한국 최초의 하이브리드 로켓 SRH-I을 개발하는데 성공하였다.

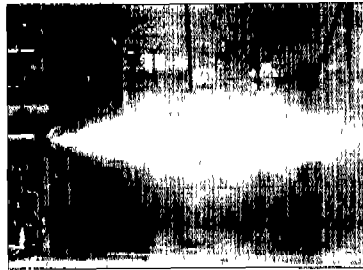
이러한 성과를 대외적으로 공식 발표하기 위해 대한민국 공군이 주관한 '2000 항공우주 무기체계 전시회'에 출품을 하였으며 한국 최초의 하이브리드 로켓 "SRH-I"은 언론을 비롯한 관계자들의 높은 관심을 불러일으켰다.

국내 최초의 하이브리드 로켓 SRH-I을 순수 국내 기술로 개발함으로써 우리 고유의 발사체 기술을 확보함과 동시에 경쟁력 있는 발사체 개발의 기초를 다지게 되었다. 우주항공 선진국에 뒤떨어져 있는 기술 격차를 해소함으로써 21세기 우주항공산업 선진국 대열에 동참할 수 있는 계기를 마련하였다.

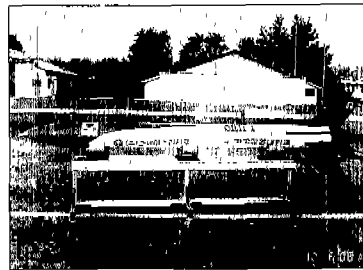
(주)스페이스 리서치는 세계적 수준의 하이브리드 로켓 개발을 위해 미국을 비롯한 선진 하이브리드 로켓 개발기관들과 기술 교류를 확대하고 있다. 이러한 기술교류를 통해 우리 나라

의 우주항공 기술을 세계적으로 표방하며 내부적으로 기술성장의 발판으로 삼고 자 한다.

(주)스페이스 리서치는 2001년 내에 한국 최초로 하이브리드 로켓 SRH-I의 발사를 목표로 하고 있다. 이와 같이 하이브리드 로켓 개발은 국가차원에서도 아주 중요한 사안임을 인지하고 끊임없는 연구와 개발로 우리나라 우주항공산업의 발전에 기여하게 됨을 기대하면서 기술 개발에 더욱 박차를 가할 것이다. ☺



추력 500kg급 하이브리드 로켓 엔진 지상연소 시험



한국 최초의 하이브리드 로켓 SRH-I