

## 공기흡입형 고속추진기관 기술동향

글 / 차 봉 준, 강 상 훈, 양 수 석 cha@kari.re.kr

한국항공우주연구원 항공사업단 항공기술실 항공추진그룹

### 초 록

초음속 또는 극초음속 비행체용 추진기관은 산화제 공급방식에 따라 공기흡입형과 로켓 그리고 이들을 혼합한 형태인 복합사이클 추진기관으로 구분할 수 있다. 그러나 재사용이 가능하다는 측면에서 미래의 추진기관들은 공기흡입형과 복합사이클 추진기관들이 주류를 이룰 것으로 예상된다. 본 논문에서는 차세대 초고속 추진기관으로 유력시 되고 있는 공기흡입형 추진기관들 중에서 램/스크램 제트 추진기관들을 중심으로 세계적인 개발동향과 기술개념을 기술하였으며 이 두 가지 추진기관들을 바탕으로 구성된 복합사이클 추진기관들에 대한 개념들을 소개하였다. 항공우주선진국들을 중심으로 차세대 고속비행체 및 고속추진기관의 실용화 개발 움직임들이 구체화 되고 있는 가운데 최근 들어 비록 미약하지만 한국항공우주연구원을 비롯한 몇 개의 기관 및 대학에서 램제트/스크램제트 추진기관에 대한 핵심 요소기술 연구들이 진행되고 있는 것은 그나마 다행이라 할 수 있으며 본 논문이 차세대 초고속 추진기관에 대한 이해를 돕는데 도움이 되기를 기대한다.

주제어: 공기흡입형, 램제트, 스크램제트, 복합사이클 추진기관, HyShot

### 1. 서 론

현재 항공우주선진국들은 초음속 비행체 및 극초음속 성층권 비행체의 추진기관으로 사용할 수 있는 신개념 추진시스템에 대한 연구들을 국가적 프로젝트로 진행하고 있다. 이와 같은 배경에는 급속히 증대하고 있는 전세계 항공교통량 수요를 충족시키기 위한 초음속 수송기 개발과 더불어 이에 따른 고속 추진기관에 대한 개발 요구가 증대되고 있는 상황이며 또한 현재의 위성발사 방법을 획기적으로 개선하기 위한 방법으로서 저비용으로 높은 신뢰도를 가지고 위성체를 저고도 지구궤도에까지 운반시킬 수 있는 재사용이 가능한 새로운 추진기관에 대한 요구가 점차 증대되고 있기 때문이다. 또한 최근에는 군사적 목적으로도 초음속 추진기관에 대한 필요성이 대두되고 있다.

초음속 또는 극초음속 비행체용 추진기관은 산화제 공급방식에 따라 공기흡입형과 로켓 그리고 이들을 혼합한 형태인 복합사이클 추진기관으로 구분할 수 있다. 그러나 재사용이 가능하다는 측면에서 미래의 추진기관들은 공기흡입형과 복합사이클이 주류를 이룰 것으로 예상된다.

본 논문에서는 대표적인 공기흡입형 추진기관인 램/스크램제트 추진기관들을 중심으로 세계 주요 국가들의 개발현황과 국내개발 활동을 기술하였으며 아울러 이 두 가지 추진기관들을 근간으로 구성된 복합사이클 추진기관들에 대한 개념들을 소개하였다.

최근 들어 매스컴에서도 고속 비행체 개발 계획 소식들이 심심찮게 보도되고 있다. 올해부터 미국과 일본이 공동으로 LA와 동경 사이를 5시간에 주파할 수 있는 차세대 고속 여객기를 개발한다는 소식이 발표된 바 있으며, 유럽에서는 콩코드 보다 성능이 향

상된 후속 모델에 대한 개발 계획이 구체화 되고 있는 등 차세대 고속 비행체 개발이 점차 현실화 되고 있다. 그러나 이들 비행체 개발에 최대 난관은 역시 비행체를 추진시키는 추진기관 개발의 성패에 달려 있다 해도 과언이 아닐 것이다. 또한 이들 초고속 비행체 개발 계획들은 기술개발 위험도와 재정적인 부담을 분산시키기 위해 역할분담을 통한 국제 다자간 공동개발 형식으로 이루어지고 있는 것도 특징이라 할 수 있다. 이 같은 현상은 초고속 비행체 및 고속추진기관 분야의 연구 실적이 미미하고 연구기반이 열악한 국내 상황을 비추어 볼 때 시사하는 바가 크다고 볼 수 있다.

## 2. 램제트/스크램제트 추진기관

공기흡입형 고속추진기관은 그 형태 및 순항속도 구간에 따라 램제트와 스크램제트로 구분된다. 램제트 추진기관은 비행마하수 2~6에 적합하며 연소기 내부 유동이 아음속으로 유지되는 반면 스크램제트 엔진은 비행마하수 5~12에 적합한 추진기관으로 연소기를 포함한 엔진내부 전 영역에서 초음속 유동이 유지된다. 본 절에서는 이들 추진기관의 개발역사 및 기술동향에 대해서 서술하였다.

### 2.1 램제트 추진기관

#### 2.1.1 램제트 추진기관 개발의 역사

램제트 추진기관은 램압축 효과를 통한 공기흡입 방법을 도입하여 별도의 압축장치가 없는 공기흡입식 추진기관의 일종이다. 램제트 추진기관의 개념은 20세기 초 프랑스에서 처음 도입되었으나 실제 비행 시험을 비롯한 본격적인 연구는 2차 세계대전 이후 부터 시작되었다. 프랑스의 Rene Reduc은 자신이 설계한 Reduc 010으로 1949년 4월 21일 비행 시험을 수행하였다. Reduc 010은 Languedoc이라는 비행기 동체에 부착되어 이륙 후 고도 7.9km 지점에서 분리되어 Mach 0.84까지 가속하는데 성공하였다.

램제트 추진기관 연구를 주도하던 프랑스가 램제

트 추진기관의 항공기 적용에 중점을 둔 반면 미국은 램제트 추진기관을 이용한 유도무기의 가능성을 파악 하는데 주력해 왔다. 램제트 추진기관을 장착한 유도 무기는 기존의 로켓모터를 이용한 유도무기와 비교해 산화제를 탑재하지 않아도 되기 때문에 더 적은 연료 량만을 필요로 하며 이를 통해 유도무기의 부피를 줄 일 수 있는 장점이 있다. 미국은 1945년 세계 최초로 액체 램제트 추진기관을 장착한 극초음속 유도무기의 비행시험을 성공적으로 실시하였으며 이후 계속된 연구를 통해 1955년 세계최초의 실전배치 램제트 추진 기관 미사일인 미 공군의 “BoMarc”를 개발하였다. BoMarc는 적의 전폭기를 목표로 한 지대공 미사일로 고도 21km에서 Mach 3.0 약 700km를 순항할 수 있다. BoMarc는 1972년 ICBM (Inter-continental Ballistic Missile)이 개발되기전까지 미 공군의 전략 미사일로 기능을 수행하였다.

1960년대 후반기에는 고체로켓 부스터를 램제트 추진기관의 연소실 내로 삽입한 IRR (Integrated Rocket Ramjet) 개념이 개발되고 유도무기 SA-6 Gainful에 최초로 적용되는 등 램제트 유도무기 개발의 전성기였다. 그러나 이후 램제트 유도무기와 경쟁모델이라 할 수 있는 로켓시스템의 성능이 비약적으로 발전하면서 램제트 관련 많은 연구가 중단되었다. 1990년대에 들어서면서 최첨단 전자, 정보통신기술이 군사기술과 접목되면서 보다 빠르고 정교한 제어가 가능한 유도무기의 개발이 필요하게 되었고 이에 따라 램제트 추진 기관에 대한 연구들이 다시 활기를 띠게 되었다. 미국의 Fasthawk, 프랑스의 ANNG, 러시아의 Yakhont 등이 이 시기에 개발된 대표적인 램제트 추진기관 유도 무기라고 할 수 있다.

#### 2.1.2 램제트 추진기관의 기술동향

유도무기용 램제트 추진기관은 구조적인 특징에 따라 CRJ, LIRR, SIRR 로 구분할 수 있다. CRJ (Conventional Can Combustion Ramjet)은 램제트 추진기관 후단에 부스터를 직렬로 연결한 형태로 램제트 추진기관 유도무기 개발 초기에 사용된 형태이다. IRR(Integrated Rocket Ramjet)은 부스터를 램제트 추진기관의 연소실 내부에 설치하여 램제트 추진기관 부피를 감소시킨 형태이다.

액체 연료를 이용한 LIRR(Liquid-fueled Integrated Rocket Ramjet)은 연료공급계통이 복잡하고 신뢰도 확보 및 제작비 측면에서 단점을 가지고 있으나 정교한 제어가 가능하다는 장점으로 가장 선호되고 있으며 장거리 유도무기에 적합하다. 고체 연료를 사용한 SIRR(Solid-fueled Integrated Rocket Ramjet)은 연료량 조절이 쉽지 않으나 신뢰도가 높고 형태가 간단하여 주로 단거리 임무에 적용된다.



그림 1. 미 공군의 지대공 Rajet Missile, Bo/Marc

유도무기용 램제트 추진기관의 최신 연구동향은 불안정성 제어를 통한 발사신뢰도 향상에 집중되어 있다. 특히 액체연료를 사용하여 제어성능이 뛰어난 LIRR에 관한 연구가 많이 진행되고 있는데, IRR의 경우 부스터 추진에서 램제트 추진으로 전환되는 과정에서 다양한 불안정성 현상이 발생할 수 있다. 연소 전이가 어떠한 요인에 의해 지연되거나 문제가 발생되었을 때 유도무기는 제 기능을 수행하지 못하게 된다. 램제트 추진기관에 관련된 연구는 이러한 불안정성을 제어를 위한 분야에 집중되어 있다.

## 2.2 스크램제트 추진기관

스크램제트 추진기관에 관한 연구는 램제트 추진기관의 한계를 극복하기 위한 연구에서부터 출발하

였다. 기본적으로 램압축을 통하여 고온고압의 공기를 연소기에 공급하는 램제트 추진기관은 비행마하수가 5 이상이 되면 연소 이전의 흡입공기 온도만 약 1300K 이상이 되므로 연료와 혼합하여 연소시키는 경우 2000~3000K 수준의 연소온도를 갖게 된다. 이러한 연소온도에서 반응생성물은 해리반응을 통해 열에너지를 흡수하므로 급격한 효율저하를 초래하게 된다.

1946년 프랑스의 Roy는 충격파에 의해 유도된 극초음속 흐름에 연소를 일으킬 수 있다고 주장하였고 미국의 Nichols, Ferri 등은 마하수 3 근처의 초음속 흐름에서 안정적인 연소가 가능하다는 것을 증명하였다. 따라서 램압축을 통하여 연소기 내부 유동을 아음속으로 전환하지 않더라도 초음속 환경에서의 초음속 연소반응을 이용하는 경우 극초음속 비행 중에도 보다 높은 효율로 추력을 얻을 수 있게 된다. 이러한 개념의 극초음속 엔진이 바로 스크램제트 추진기관이다.

스크램제트 추진기관에 관한 연구는 1950년대부터 미국과 러시아를 중심으로 활발하게 이루어져 왔으나 로켓 추진기관에 밀려서 많은 연구 프로그램들이 중단되었다. 그러나 최근 들어 로켓의 제한성을 극복하기 위한 차세대 유력한 초고속 추진기관으로서 미국, 호주, 일본 등을 중심으로 여러 개발 프로그램들이 활발히 진행되고 있다. 우리나라에서는 한국항공우주연구원이 호주 및 러시아와의 국제공동연구를 통하여 스크램제트 추진기관의 흡입구 설계 및 지상 시험을 추진하고 있다. 서울대는 호주의 HyShot 프로그램에 참여하고 있으며 부산대 등이 초음속 연소 현상에 관한 이론적 연구를 진행하고 있다.

### 2.2.1 국외 개발 동향

#### 가. 미국

1950년대부터 지속된 연구를 통하여 스크램제트 추진기관의 가능성을 확인한 미국은 미 공군의 지원을 통해 1960년대 초반부터 IFTV(Incremental Flight Test Vehicle), HRE(Hypersonic Research Engine) 등의 프로그램을 진행하며 많은 연구를 수행하였다.

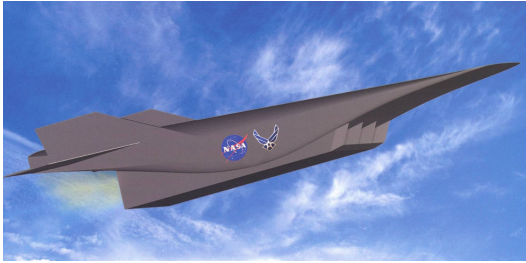


그림 2. 스크램제트 추진기관을 장착한 X-43A

1996년에 미국은 공기흡입 극초음속 비행기술의 입증과 개발을 목표로 한 Hyper-X 프로그램을 시작하였다. 첫 번째 비행모델인 X-43A는 마하 7과 10의 범위에서 약 10초간 동력 비행을 시험하며 연료로는 기체 수소를 채택하였다. 마하 7의 동력 비행 시험을 위한 2001년 6월의 첫 비행은 고도 24,000ft에서 발사 후 5초간 자유낙하 한 이후 고도 95,000ft까지 상승할 예정이었으나 발사 후 roll oscillation에 의해 비행체가 비정상적인 제어상태에 들어가 48.6초 후 위험회피를 위해 공중 파괴되었다. 그러나 이후 2004년 3월에 있었던 두 번째 시험은 성공적으로 수행되었다. X-43A는 B-52 폭격기의 우익 아래에서 Pegasus 로켓의 선두부에 장착되어 발사된 후 마하 7의 속도로 약 10초간 동력비행시험에 성공하였다. 두 번째 발사에서는 첫 번째 비행시험에 비해 몇 가지 구조적 개선과 제어시스템의 개량, 재설계된 자동 파일럿, 경량화된 로켓 모터, 향상된 분석석모델 등이 통합되어 반영되었다. 또한 두 번째 시험은 첫 번째 비행이 고도 25,000ft에서 발사된데 비해 천음속에서 항공역학적 부하를 줄이고 구조와 제어시스템의 여유를 갖기 위해 40,000ft 고도에서 발사되었다.

2004년 11월 16일에 수행된 세 번째 비행시험에서는 10초간 마하 9.8의 동력비행을 수행하였으며 향후 탄화수소계 연료를 사용한 X-43C를 비롯한 몇 가지 개량된 추진기관들에 대한 비행시험들이 지속적인 이루어질 계획으로 알려져 있다. X-43C는 미 공군(USAF)에 의해 개발된 HyTech(Hypersonic Technology) 엔진에 탄화수소를 연료로 쓰는 방식에 대한 시험을 위해 제작될 비행 실험체이다. 지금까지 설계된 대부분의 스크램제트 추진기관은 수소를 연료로 사용하지만 HyTech 엔진은 작동중인 비

행체를 추진하는데 있어서 더욱 효과적인, 재래식 등 유형태의 탄화수소 연료를 사용한다. 연료는 엔진을 냉각시키면서 에너지를 받아 연소하기 쉬운 단쇄 탄화수소(short-chain hydrocarbon)로 변화한다. 탄화수소 계열의 연료를 사용하는 X-43C 비행 프로그램은 수소 연료를 사용한 X-43A 보다 긴 약 5분간의 동력 비행을 하며, 이를 통해 추진 시스템의 성능, 이중모드 램제트/스크램제트 작동여부 및 보다 넓은 비행영역 확인을 위한 기동비행등을 시험 할 예정이다.

## 나. 러시아

러시아는 1929년에 이미 Stechkin이 램제트 추진에 관한 기본 이론을 정리, 발표하였고 1936년부터 램제트 추진기관의 연구에 참여했던 Shchetnikov 등을 중심으로 다양한 연구를 수행하였다. 이후 러시아 ICBM인 R7이 개발에 성공하면서 스크램제트 추진기관 관련 연구가 침체되었으나 1970년부터 수행된 "Kholod" 프로젝트가 진행되면서 다시 관련 연구가 활성화 되었다.

Shlyachetenko, Shchetnikov, Ogorodnikov가 주축이 되고 CIAM, TsAGI 등이 연합하여 수행한 이 프로젝트는 3개의 충격과 흡입구를 가진 2차원 축대칭형 추진기관에 지상 및 비행시험을 수행하였다. 이 프로젝트에서 CIAM은 자체시험설비를 이용하여 1979년부터 1989년까지 마하수 4~6.4의 free-jet 지상 시험을 수행하였으며 1991년 11월에는 Kholod 프로그램의 첫 비행시험이 수행되었다. 길이 120cm, 직경 약 20cm의 스크램제트 추진기관을 SA-5 로켓 노즈부에 설치하고 발사하여 Mach 3.5에서 아음속 연소를, Mach 5.0에서 초음속 연소에 성공하였다.

러시아-프랑스 공동연구로 이루어진 1992년 11월과 1995년 3월의 두 번째와 세 번째 비행시험에서는 최대 마하수가 각각 5.35와 5.8이었으며, 세 번째 비행시험에서는 탑재 파워 시스템의 고장으로 인해 스크램제트 추진기관이 작동하지 않았다. 1998년 2월에 수행된 네 번째 비행시험은 CIAM-NASA의 공동연구로서 램-스크램 이중모드 작동 및 완전 초음속 연소 모드의 작동 범위를 확인하기 위해 마하수 3.5-6.4까지 약 77초간 비행시험이 수행되었다. 이러한 일련의 비행시험을 통해 CIAM은 비행 중의 초

음속 연소현상을 증명하려 하였으며, 더불어 지상 및 비행시험 간의 상관관계를 도출하여 스크램제트 추진기관의 설계 및 개발 기술을 확립하고자 하였다.

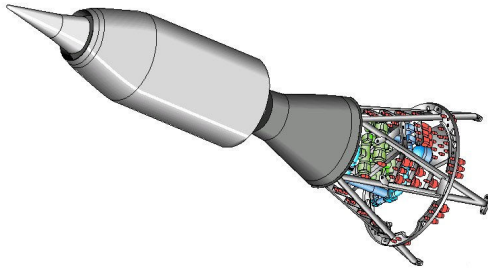


그림 3. 러시아의 Kholod 비행시험 모델

#### 다. 일본

일본의 스크램제트 개발활동은 1980년대 말부터 복합 사이클 추진기관 기술개발을 중심으로 진행되어 왔다. 초고속 항공기 및 재사용 우주수송 추진 시스템의 필요성에 의해 시작된 스크램제트 개발활동은 TSTO(Two Stage To Orbit)와 SSTO(Single Stage To Orbit)와 같은 시스템 체계 연구와 함께 개별 시스템에 적합한 추진기관 개발을 병행하고 있다. TSTO 추진시스템을 위해 개발되고 있는 ATREX(Air Turbo Ramjet EXperimental) 엔진은 아음속 비행에서는 터보제트 엔진으로, 초음속 및 극초음속 비행에서는 램제트 엔진으로 작동하는 복합 사이클 공기 흡입식 추진시스템이다.

이와 더불어 일본의 JAXA는 램제트/스크램제트 추진기관 시험을 위한 연속식 풍동인 RJTF(Ramjet Engine Test Facility)를 1994년에 완공하였으며 1997년에는 그림 4에 나타난 바와 같이 임펄스 방식의 극초음속 지상시험설비인 Hiest(High Enthalpy Shock Tunnel)을 구축하였다. RJTF는 High Alumina 재질의 Cored Brick을 이용한 축열식 가열기(Storage Air heater) 및 오염가열기(Vitiation Air Heater)를 적용한 연속식 극초음속 풍동으로 시험마하수 8까지 시험이 가능하며 시험시간은 약 1분이다. 이러한 연속식 풍동은 충분한 시험시간을 확보할 수 있다는 장점을 가지고 있지만 rotational flow 발생으로 인하여 유질이 낮다는 단

점이 있다. 이에 반하여 Hiest는 충격파의 진행과 반사를 이용한 free piston shock tunnel 타입으로서 최대 정체압력 150MPa, 최대 정체엔탈피 25MJ/kg이며, 특히 발사체의 지구대기로의 재진입을 모사할 수 있는 특징을 가지고 있다. 그러나 매우 높은 유질의 조성이 가능하지만 시험시간이 수 msec 수준으로 매우 짧다는 단점이 있다.



그림 4. 일본 JAXA의 free-piston shock tunnel, Hiest

#### 라. 호주

호주의 R.J Stalker 교수는 임펄스 방식의 극초음속 풍동인 free-piston shock tunnel을 세계 최초로 고안해낸 인물로 호주의 초창기 스크램제트 추진기관 관련 연구를 주도하였다. ANU(Australia National University)에 재직할 당시 제작한 T-2, T-3 shock tunnel은 극초음속 현상에 관한 많은 연구를 가능하게 하였으며 UQ(University of Queensland)의 shock tunnel T-4는 HyShot이라는 국제공동연구 프로그램의 지상시험을 성공적으로 수행할 수 있게 하였다.

대학을 중심으로 기초연구를 수행하던 호주는 국제적인 컨소시엄(6개국: 호주, 영국, 미국, 독일, 한국, 일본)을 구성하여 HyShot 스크램제트 추진기관의 비행시험 프로그램을 주도하고 있다. 2001년 실시된 첫 번째 비행시험 HyShot I은 과도한 공력 부하로 인한 1단 로켓 꼬리날개의 파손으로 인해 실패하였으나 이어서 시도된 HyShot II는 2002년 7월에 성공적인 비행을 통해 스크램제트 추진기관의 초음속 연소에 성공하였다. 한편, 서울대는 HyShot I



부터 최근에 성공적으로 발사를 마친 HyShot III 까지 지속적으로 연구 프로그램에 참여해 왔으며 한국항공우주연구원은 HyShot III 참여를 시작으로 호주와의 국제공동연구를 통하여 T-4 Shock tunnel을 이용한 지상시험 및 로켓 발사체를 이용한 비행시험을 추진 중에 있다. HyShot 프로그램과 관련된 내용은 다음 절에서 더 자세히 다루기로 한다.

## 2.2.2 HyShot 프로그램

### 가. HyShot II

HyShot 프로그램은 비행마하수 7.5 이상의 조건에서 초음속 연소현상을 고찰하기 위해서 계획되었다. 현재까지 호주의 Woomera prohibited area에서 4번 (HyShot I~IV)의 비행시험이 수행되었다. 첫 번째 비행시험은 2001년 10월 30일에, 두 번째 비행시험은 2002년 7월 30일에 수행되었다. 첫 번째 비행시험에서는 로켓발사체의 궤도이상으로 인하여 연소시험에는 성공하지 못하였으나 이 과정에서 얻어진 데이터들은 두 번째 시험을 성공적으로 수행하는데 중요한 자료로 사용되었다.

HyShot 프로그램에서 스크램제트 추진기관을 궤도에 올리는데 사용한 발사체는 Two stage Terrier-Orion Mk70 Rocket이다. 스크램제트 추진기관을 탑재한 로켓은 고도 약 315km에 도달한 후 지면방향으로 선회하여 자유낙하를 시작한다. 250여 km를 낙하하여 마하수 7.6에 도달하였을 때 고도 37km에서부터 23km까지 낙하하는 약 6초동안 스크램제트 엔진의 흡입구와 연소기가 작동하게 된다. 압력조건은 초음속 연소과정에 매우 중요한 변수가 되기 때문에 긴 포물선형의 궤도를 적용하여 실제 비행시험에는 거의 수직에 가까운 낙하가 이루어지도록 비행궤적을 설정하였으며 흡입구의 압력은 약 30kPa에서 180kPa이 되도록 하였다. 비행궤적이 수직조건에서 많이 벗어나는 경우, 마찰에 의한 가열현상 및 구조적 안정성확보를 위한 장치들이 필요하기 때문에 이러한 수직낙하조건을 설정은 시험비용의 절감에도 도움을 주었다. 수평비행궤적과 달리 HyShot II 시험에서는 발사에 소요되는 많은 에너지가 공기가 희박한 고고도 영역에서 사용되었기 때문에 스크램제트

트 추진기관에는 별다른 방열장치가 필요치 않았으며 이로 인하여 전체 시스템이 비교적 경량화 및 단순화가 가능하였다.

그림 5는 HyShot II의 비행궤적을 나타내고 있는데, 그림에 보이는 바와 같이 1단발사체(Terrior)는 최초발사 후 약 6초 동안 연소하여 마하 3.5의 속도에 도달한다. 이후 약 6초간의 관성비행 동안 비행체는 roll-pitch coupling 효과를 줄여 spin 안정화를 이룬다. 관성비행 이후에 2단발사체(Orion)가 점화된다. 2단발사체의 연소가 종료된 후에 비행체는 약 5.2Hz의 roll rate를 갖게 된다.

탑재체 선두부는 노우즈 콘으로 덮혀져 보호되나 2단발사체 연소종료 후 고도 약 100km에서 사출되어 분리된다. 노우즈 콘은 비행체가 상승가속 할 때 내부 탑재체를 보호하는 역할을 하며 원하는 비행속도를 얻기 위해서 정확한 공력학적 형상으로 설계되어야 한다. 본 시험에서는 공력데이터가 정확히 입증되어 있는 표준 선두부(Standard Ogive) 형상으로 설계되었다.

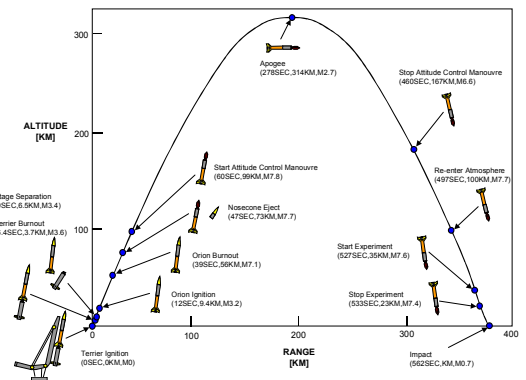


그림 5. HyShot II Flight Profile

HyShot II 시험을 위한 궤도의 문제점은 비행체의 대기권 재진입시의 공력(Aerodynamic force)이 매우 작다는 것이다. 스크램제트 추진기관으로의 공기 흡입을 위해서는 비행체가 재진입시 엔진 흡입구가 아랫방향(지면방향)으로 향하도록 선회하여야 하지만 이를 위한 공력이 최고 고도에서 매우 작다. 이를 해결하기 위해서 HyShot II 시험에서는 이단 발사체에 큰 안정판을 적용하였다. 큰 안정판은 공기역학적

항력으로 인하여 비행체 진행방향의 후방에 위치하게 되므로 비행체 선회를 가능하게 한다. 그러나 이 때문에 전체시험완료까지 2단발사체가 분리되지 않은 상태로 시험이 진행되기 때문에 질량증가 및 최종 마하수 감소 등의 문제점이 발생한다. 이러한 문제점을 경감시키기 위해서 비행체는 대기권밖에 있는 동안에 cold gas thruster를 이용하여 지속적으로 회전을 시키게 된다.

비행체의 자세변환이 이루어진 후 전압력이 약 31kPa이 되었을 때(고도 37km, 마하수 7.6) 본격적인 스크램제트 비행시험이 시작된다. HyShot II에는 두 가지 타입의 연소기가 장착되었다. 한 연소기는 연료를 주입하여 시험을 수행하고 다른 한 연소기는 연료를 주입하지 않은 시험을 수행하여 두 가지 경우의 연소기 내부의 압력변화를 시험하였다. 이 때 연료를 주입한 경우의 공기와 연료의 비율인 당량비는 0.3으로 두었으나 약 고도 25km 에서는 경계층 제거를 위해 연료량을 더 증가시켰다.

### 나. HyShot III

HyShot II의 성공으로 Queensland 대학을 중심으로 한 HyShot center는 2006년 3월 HyShot III와 IV를 비롯하여 6월 Hyshot V~VII, 2007년 HyShot VIII, 2008년 HyShot IX까지 계획하고 있다. HyShot 프로그램을 통하여 이 팀이 보여준 연구결과 중 가장 중요한 부분은 로켓을 이용한 비행시험이 유효성이다. 즉, 로켓을 이용하여 스크램제트 추진기관을 발사한 후 자유낙하 과정에서 얻어지는 극초음속 조건에서 추진기관 작동시험을 수행하는 방법이 매우 효율적일 뿐만 아니라 백만 달러 수준의 저비용으로도 구현할 수 있다는 데 있다. 따라서 일본, 미국, 영국, 한국, 호주, 캐나다 등 세계 각국이 경쟁적으로 HyShot 프로그램에 동참하고자 하는 이유는 HyShot II 스크램제트 추진기관이 탁월하게 설계되어서 그 기술을 습득하려한다기보다 로켓을 이용한 저비용 비행시험방법을 습득하여 자국에서 설계한 스크램제트 추진기관을 독자적으로 시험하고자 하는 것이다. 이러한 목적으로 HyShot III는 영국의 국방과학연구소라고 할 수 있는 QinetQ에서 설계한 추진기관이 장착되고 HyShot IV는 일본의 설계엔진으로

시험이 수행되었으며 HyShot V는 미국이 설계한 추진기관이 장착되어 시험될 예정이다.

영국이 설계한 HyShot III 추진기관 시험은 당초 2005년 11월경에 수행될 예정이었으나 Woomera 발사장의 대형발사대를 사용하는 문제로 인하여 2006년 3월경으로 연기되어 실시되었다. HyShot III 엔진의 시험은 HyShot II와 마찬가지로 호주 Woomera 발사장에서 Terrior- Orion Rocket을 이용하여 시험 마하수 7.6까지는 HyShot II와 동일한 비행조건으로 수행되었다. 이렇게 동일한 조건을 사용하는 이유는 이미 HyShot II을 통해 안정된 비행 시험조건들을 확인할 수 있었기 때문이었다.

HyShot III와 HyShot II는 설계 국가 자체가 다른 만큼 유사한 부분을 찾는 것이 더 빠를 정도로 서로 상이한 구조를 이루고 있다. HyShot II가 2차원인 사각형 흡입구를 사용한 반면 HyShot III는 축대칭형 동체에 상하좌우 4개의 흡입구를 배치해 기본적으로는 축대칭형 스크램제트 추진기관으로 설계되었다. 또한 흡입구에 의한 유동압축을 최소화하여 전압력 손실을 줄였고 spin 특성 및 항력 특성을 향상시켰다. 그러나 연소기 입구에서의 유동마하수가 높기 때문에 점화 및 화염안정화가 어려워 초음속 연소특성이 저하되는 단점이 있다. 이러한 단점은 연소기 내부의 cavity 형태의 화염안정화장치를 설치하여 극복하였다. Cavity 형태의 화염안정화장치는 연소기 내부로 흡입되는 유동이 재순환영역을 생성하게 하여 연료 및 산화제의 혼합을 촉진시켜 점화 및 화염이 안정하게 유지되도록 하는 장치이다. 반면, HyShot II 연소기에는 simple box형 화염안정화 장치가 설치되었다.



그림 6. HyShot II 와 III의 흡입구 비교

HyShot III 스크램제트 추진기관의 전체적인 형상은 축대칭 형상 및 spin 특성을 좋게 하여 기본적으로 미사일에 적용하기에 유리한 형상이라 할 수 있겠다. 그림 6은 HyShot II와 III에 적용된 흡입구로서 그림에서 확인할 수 있듯이 HyShot II는 2차원 사각형의 흡입구를 적용하고 있으나 HyShot III는 준3차원이라고 해도 좋을 정도로 isentropic compression surface를 적용하고 있다. 또한 HyShot III의 흡입구는 HyShot II의 흡입구와 달리 contoured body를 적용하여 항력특성을 향상시켰다. 전체적으로 축대칭 형상을 갖고 있는 HyShot III 엔진은 큰 형태의 노우즈 부분에 미사일 탄두 등과 같은 다양한 탑재체를 장착할 수 있어 미사일 적용에 유리한 형태라 하겠다. 이 밖에도 원형 흡입구는 사각형 흡입구 보다 구조적으로 견고하다는 장점을 가지고 있다. 스크램제트의 흡입구는 기본적으로 터보제트 엔진과 비교할 때 흡입구의 역할 뿐만 아니라 압축기의 역할을 수행하여야 하기 때문에 필연적으로 고온 고압에 노출될 수밖에 없다. 사각형 흡입구의 경우에는 고압에 노출되었을 경우 4개의 면에서 구조적인 변형이 발생할 수 있으나 원형 흡입구의 경우에는 고압에 노출되더라도 모든 하중이 원주방향으로 균등하게 분배되므로 구조적으로 안정적이다.

한편, 미국의 X-43A를 비롯한 많은 스크램제트 추진기관들이 항력특성, 구조적 특성이 우수한 원형 흡입구 대신에 사각형 흡입구를 채택하고 이유는 따로 있다. 스크램제트는 기본적으로 막대한 출력이 요구되기 때문에 연료로 사용될 수 있는 물질은 거의 수소가 유일하다고 할 수 있다. 수소는 발열량이 175.4 MJ/kg으로 Kerosene의 42.8MJ/kg보다 월등하지만 밀도가 70kg/m<sup>3</sup>으로 Kerosene의 840kg/m<sup>3</sup>보다 매우 낮은 연료탱크의 부피가 커야 한다. 따라서 비행체 선두부 전체를 감싸는 형태의 원형 흡입구를 선택하는 경우에는 원하는 성능을 내기가 쉽지 않다. 그래서 많은 경우 비행체 하단부에 흡입구를 비롯한 엔진을 장착하고 동체 부분에 연료 탱크를 싣는 방안을 선택하는 것이 이와 같은 이유이다. 그러나 각각의 경우가 장단점이 있기 때문에 어떠한 것이 최선이라 할 수는 없으며 목적에 따라 축대칭형 흡입구 또는 2차원 사각형 흡입구를 선택하여

적용할 수 있다.

### 2.2.3 국내 개발 동향

현재 스크램제트 추진기관에 관한 연구는 한국항공우주연구원, 국방과학연구소, 서울대학교, 부산대학교를 중심으로 이루어지고 있다.

한국항공우주연구원에서는 HyShot III 비행시험 참가를 시작으로 호주와의 국제공동연구를 통하여 T-4 Shock Tunnel을 이용한 스크램제트 추진기관의 지상시험을 추진하고 있는 한편 러시아와도 흡입구 분야에서 공동연구를 진행하고 있다. 고속추진기관 요소 부품 성능시험 분야에서는 High Alumina 재질의 Cored Brick을 이용한 축열식 가열기를 설치하여 마하수 5 이상의 조건의 구현이 가능한 Continuous type의 초음속 풍동을 구축하여 이를 이용한 초음속 흡입구 성능시험을 준비하고 있다. 또한 향후 국내의 고히우주센터에서 우리 로켓을 이용한 스크램제트 추진기관의 비행시험을 중장기 연구과제로 계획하고 있다.

서울대학교는 호주를 중심으로 구성된 6개국 컨소시엄에 의한 HyShot 프로그램에 참가하여 현재까지 지속적으로 연구를 계속하고 있다. 학계 및 연구소의 연구 동향은 주로 초음속 연소를 위한 점화 및 화염유지에 초점을 두고 있으며 적절한 시험설비의 부재로 인하여 수치해석을 통한 접근에 치중하고 있는 실정이다. 서울대학교 및 부산대학교에서는 극초음속 유동에서 나타나는 화학적 비평형 효과 및 연소불안정성에 관심을 두고 연구를 지속하고 있다.

스크램제트 추진기관의 국내 연구수준은 아직 시작단계에 있다고 할 수 있다. 현재 국내 연구진들은 스크램제트 추진기관 내부의 연소현상, 흡입구 최적형상 분야에서 전산유동해석을 중심으로 연구를 수행하고 있다. 그러나 극초음속 유동은 전산해석과 병행하여 풍동시험이 필수적이기 때문에 이를 모사할 수 있는 시험설비의 확보가 선행되어야 한다. 한국항공우주연구원이 구축하고 있는 초음속 풍동은 이러한 이론적인 연구를 뒷받침 하고 이후에 진행될 실용적인 설계 기술 개발에 매우 유용하게 사용될 것이다.



### 3. 복합 사이클 추진기관

본 절에서는 램제트/스크램제트 추진기관을 바탕으로 구성된 몇 가지의 공기흡입형 복합 사이클 추진기관들을 기술하였다. 이들 추진기관들은 실용화 개발보다 기술개발 위주의 개념연구로 진행되고 있지만 먼 미래에는 미사일, 우주 발사체 등의 추진 시스템으로 적용이 유력시 될 것으로 전망된다.

#### 3.1 에어터보 램제트 turbo ramjet) 엔진

그림 7은 현재 일본에서 개발 중이 있는 에어 터보 램제트 엔진의 구성도 이다. 이 엔진은 저속(마하수 0.5~3)에서는 터보제트와 유사한 작동을 하고 고속(마하수 3~6)에서는 팬을 가진 램제트(fan boosted ramjet)로 작동을 한다. 흡입구에서 유입된 공기는 열교환기(precooler)를 거쳐 팬에 의해 압축되는데 이 열교환기는 공력가열에 의한 팬입구 온도의 과도한 상승을 방지시켜주며 공기 밀도를 높여 추력을 증대시키는 역할을 하게 된다. 열교환기의 냉매로는 액체 연료가 사용된다. 팬에서 나온 공기는 믹서에서 연료와 혼합되어 연소가 된 후 연료 가열용 열교환기와 노즐을 통하여 배출된다. 팬은 그 끝부분이 터빈과 기계적으로 연결된 팁 터빈에 의해 구동되며 팁 터빈은 열교환기를 통해 발생하는 연료의 팽창에너지에 의해 구동된다. 일본의 ATREX의 경우, 팁 터빈을 사용함으로써 엔진의 크기 및 무게의 절감효과를 기대할 수 있으며 최대 비행고도가 35 km에 이르도록 설계됨으로써 향후 TSTO (Two Stage To Orbit)의 Fly-back booster로의 적용과 LACE (Liquified Air Cycle Engine), ERJ (Ejector Ram Jet)과 함께 차세대 추진기관으로 이용될 목적으로 개발이 진행 중에 있다. 한편, 한국항공우주연구원에서도 이 엔진에 대한 요소기술연구들을 수행하고 있다.

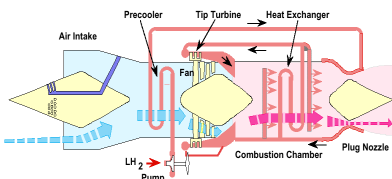


그림 7. Airturbo ramjet (ATREX, Japan)

#### 3.2 터보 램제트(Turbo ramjet) 엔진

가변 사이클 엔진(variable cycle engine)이라고도 불리며 저속에서는 흡입공기가 터보제트 엔진으로 유입되며 고속에서는 램제트 엔진으로 유입되어 작동하는 엔진이다. 이 엔진은 성능이 입증된 두 시스템을 독립적으로 활용하므로 신뢰도가 높은 반면, 중량과 구조 및 사이클 변경시에 따르는 해결되어야 할 문제가 있다. 이와 유사한 엔진으로는 램제트의 공기흡입 통로를 팬 바이패스 통로와 공동으로 사용하는 터보팬 램제트 엔진이 있다.

#### 3.3 로켓 복합사이클 엔진(RBCC)

로켓 복합사이클 엔진은 그림 8과 같이 이젝터, 로켓 그리고 램/스크램제트 연소기들로 구성된다. 초기 이륙시와 마하수 34까지는 로켓-이젝터 모드로 작동된다. 연소는 램효과에서 얻어진 압축된 공기를 이용하며 아음속 상태로 일어난다. 마하수 6 정도에서는 램제트에서 스크램제트 모드로 전환되어 연소가 초음속 상태에서 일어나는데, 이 모드에서의 비추력은 2000 sec 이상이다. 스크램제트 모드에서는 램제트 모드에 존재하던 노즐 목에서의 thermal choking이 생기지 않기 때문에 평행 및 확대 노즐이 사용된다. 마하수 12~15 사이에서는 스크램제트에서 순수 로켓 모드로 전환되는데, 이 모드에서는 공기 흡입구를 닫고 단지 로켓만을 사용하여 원하는 궤도에 비행체를 진입시킨다.

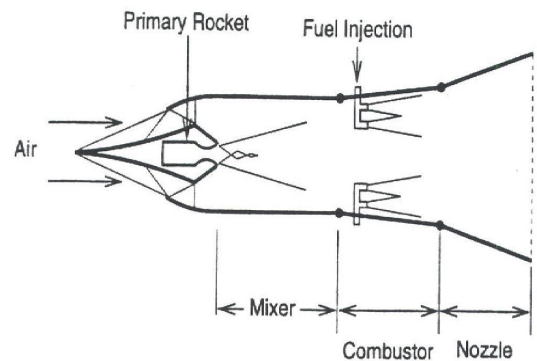


그림 8. Rocket Based Combined Cycle(RBCC)

### 3.4 Ram / Scram LACE

RamLACE 추진기관은 그림 9와 같이 램제트 엔진의 흡입구를 통해 들어오는 공기의 일부를 연료인 액화수소를 냉매로 하여 액화시킨 다음 이젝터 역할을 하는 로켓으로 보내 산화제로 사용되게 함으로써 약 20%의 산화제를 절감시킬 수 있는 장점이 있다. 이젝터 로켓으로부터 발생된 연소가스는 주 연소실에서 발생하는 고온가스와 합쳐져 추력을 발생시킨다.

이외에도 이젝터-스크램제트 추진기관의 입구에 극저온 액체수소를 냉매로 사용하여 흡입구로 들어오는 공기를 냉각시켜 액화 공기로 만든 다음, 추력실로 보내 연료와 같이 연소시켜 추력을 얻는 방식인 ScramLACE 추진기관도 있다. 이 추진기관 개념은 Slush 액체수소(SLH2)의 낮은 온도로 인해 비추력이 매우 높은 것이 특징이다.

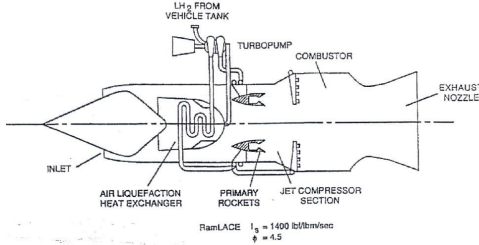


그림 9. Schematic diagram of RamLace

## 4. 결론

차세대 초고속 추진기관으로 유력시 되고 있는 공기흡입형 추진기관들 중에서 대표적이라 할 수 있는 램/스크램제트 추진기관을 중심으로 세계적인 개발 동향과 기술개념을 기술하였다. 램/스크램제트 추진기관 기술들은 신기술이 아니라 이미 1940년대부터 개발되어 온 기술로서 급속히 발전한 로켓 추진기관에 밀려 한 동안 연구활동들이 위축된 상태였으나 최근 들어 초고속 비행체 개발에 대한 관심의 증대와 저비용, 높은 신뢰도를 갖는 재사용이 가능한 위성발사체의 필요성이 부각되면서 로켓 추진기관을 대체할 수 있는 차세대 고속추진기관으로 관심이 집중되

고 있다. 그러나 스크램제트 추진기관의 경우 초고온 환경에 따른 내열재 개발, 초고속에서의 연소 안정화 등 극복해야 할 난제들이 산적되어 있어 실용화에 이르기까지는 적어도 30-40년이 소요될 것이라는 전망에는 전문가들 사이에 이견이 없는 상태이다. 복합 사이클 추진기관의 경우, 우선적으로 램/스크램제트 추진기관에 대한 요소 및 시스템 기술들의 개발이 선행되어야 실현이 가능할 것으로 보인다.

서론에서 언급한 바와 같이 차세대 고속 비행체 개발 소식들이 전해지고 있는 가운데 실용화 개발 움직임들이 점차적으로 구체화 되고 있는 상황에 비해 고속 비행체 및 초고속 추진기관 개발을 위한 변변한 국가적 프로젝트가 없는 국내 연구환경은 아쉬운 점이 아닐 수 없다. 그러나 최근 한국항공우주연구원와 국방과학연구소를 비롯한 몇 개의 대학에서 비록 미약하지만 초고속 추진기관에 대한 관심과 요소 기술을 개발하고자 하는 움직임이 있는 점은 꼭 고무적이라 할 수 있다. 특히, 한국항공우주연구원과 서울대가 공동으로 참여하고 있는 Hyshot 프로그램은 적은 예산으로 스크램제트 추진기관 설계에 적용할 수 있는 비행데이터를 확보할 수 있다는 것과 실제 비행시 발생할 수 있는 현실적인 문제점들을 이해하는데 매우 유익한 연구이다.

본격적인 차세대 고속 비행체 및 초고속 추진기관 개발에는 막대한 개발비뿐만 여러 가지 첨단 신기술들이 망라되어야 하기 때문에 전문기술 분야별 역할 분담을 통한 국제 공동개발방식으로 추진될 가능성이 매우 크다. 따라서 이들 기술선진국 대열에 참여하기 위해서는 지금부터라도 차세대 고속 비행체 및 초고속 추진기관에 대한 핵심 요소기술들을 선택하여 집중적으로 육성해야 한다. 우리가 만든 초고속 엔진을 우리의 로켓으로 고품의 우주발사센터에서 시험하게 되는 날이 가까운 장래에 도래하길 희망하면서 본 논문이 초고속 추진기관에 대한 관심을 고조시키는 데 도움이 되길 기대한다.

## 참고문헌

1. 이대성 등, "차세대 비행체 추진기관 소개", 한국추진공학회지, 제4권, 제3호, 2000.

2. 원수희, 정인석, 최정열, "각국의 스크램제트 개발 프로그램 개관," 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2005, pp.355-358
3. 박종찬, "해외 선진국의 스크램제트 개발역사 및 동향 (1), (2)", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집 2005, pp. 72-85
4. 우유철 등, "램제트/스크램제트 추진기관 관련 핵심정보 획득", 해외 첨단기술 정보조사 사업 연구보고서 2003
5. M. Frost, A. Paull, H. Alesi, "Preliminary Report on the HyShot Scramjet Experiments in T4", Technical report, Australian Centre of Hypersonics, University of Queensland, 2002
6. A. Paull, "HyShot II Flight Program" Technical report, Australian Centre of Hypersonics, University of Queensland, 2002