

램제트/스크램제트의 기술동향과 기술분석 II. 스크램제트 및 복합엔진

성홍계* · 윤현걸**

Technical Review and Analysis of Ramjet/Scramjet Technology II. Scramjet and Combined Cycle Engine

Hong-Gye Sung* · Hyun-Gull Yoon**

ABSTRACT

A technical analysis of current scramjet and combined-cycle engine is presented. Substantial research has been pursued to characterize the operation mechanism of scramjet propulsion, especially in the areas of flame stabilization and system integration, dramatically over the years in support of both military and space access application. Major technology that had significant impact on the maturation of scramjet propulsion technology are dual combustion ramjet, dual mode ramjet, and combined cycle engine to cover a typical wide range of flight, up to flight Mach number 10. Notable are the fundamental and practical techniques, for instance, scram propulsion itself, thermal relaxation and protection using endothermic fuel and/or CSiC composit materials, and design/manufacture of movable intake and nozzle, to realize high speed propulsion system in near future.

초 록

스크램제트 추진기술에 대한 최근 개발동향과 주요기술을 분석하였다. 스크램제트엔진은 지난 10여년간 급속한 기술 발전으로 지상시험에서 비행시험 단계에 접어들고 있으며, 수년 내 실용시험을 목표로 활발하게 연구개발 중이다. 광범위한 비행 마하수를 만족하는 이중연소램제트와 이중모드램제트 형태의 엔진은 각각 군용과 민수용으로 개발되고 있으며, 복합엔진은 차세대 우주발사체의 대안으로 개발되고 있다. 엔진 작동 특성의 미케니즘에 대한 정확한 이해와 이에 상응되는 기술, 흡열연료 및 CSiC 복합재료를 사용한 내열 문제 해결, 가변 흡입구와 노즐을 이용한 안정된 추진력 구현을 목전에 두고 있다.

Key Words: Ramjet(램제트), Scramjet(스크램제트), Combined Cycle Engine(복합엔진), High Speed Air-breathing Engine(고속 공기흡입엔진), Dual Combustion Ramjet(이중연소램제트), Dual Mode Ramjet(이중모드램제트)

* 종신회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

** 정회원, 국방과학연구소 기술-4-9

연락처, E-mail: hgsung@hau.ac.kr

1. 서 론

스크램제트 엔진은 램제트 엔진과는 달리 제한

된 항공우주 선진국(미국, 프랑스, 러시아, 호주, 일본, 중국, 인도 등)에서 실용적 연구를 하고 있는데, 이는 기술적 난제와 막대한 연구비용이 요구되기 때문이다. 아직 어느 나라도 스크램제트 엔진을 실제 비행체에 탑재하여 운용하고 있지는 못하고 있으며, 지상에서 연소안정 및 연소 효율이 입증된 몇 가지 기본적 연구 형태의 연소기를 제한된 비행시험을 통하여 작동점검을 하고 있는 수준이다. 1960년 Ferri에 의하여 지상에서 자유흐름시험(freejet test)을 통하여 초음속 연소의 가능성이 제시된 이후, 1991년 러시아 CIAM에서 마하수 5.5의 비행시험 성공(실제로 초음속에서 연소되었다는 근거가 미약하여 논란이 있음), 2004년 11월 16일 미국 X-43A의 비행 마하수 9.8에서의 초음속 연소 확인에 이르기까지, 기본적 연소시험을 하는데 약 45년이 소요되었다는 것은 그만큼 기술적 난제가 매우 크다는 것을 의미한다.

스크램제트의 개발 역사는 Fry 등에 의하여 잘 정리되었다[1-4, 표1]. 스크램제트 엔진 개발 프로그램은 사용연료(수소 또는 탄화수소)와 흡입구의 형태로 연구목적과 적용체계를 연관하여 구분될 수 있다. 수소 연료를 사용하는 스크램제트 연구/개발 프로그램은 항공엔진용 및 우주재사용 발사체용 등에 적용하기 위한 프로그램이며, 탄화수소계열의 연료를 사용하는 프로그램은 군사용 유도무기에 적용을 위하여 연구되는 프로그램이다. 수소연료는 탄화수소에 비하여 단위 질량 대비 에너지 함유량이 3배 크고, 흡열기능이 매우 우수한 반면, 부피가 크고 위험성이 크므로 군용으로 적절하지 않으나 화학 반응속도가 매우 빠르므로 고고도에서 주로 운용되는 우주접근 비행체를 위한 연료로 사용된다. 반면에 탄화수소는 수소에 비하여 단위 부피 대비 에너지 함유량이 4배 많고 상대적으로 안정하므로 저속 비행체 및 군용 목적으로 사용된다. 흡입구의 형태가 고정 흡입구인 경우는 스크램제트 연소 연구용 프로그램이거나 두 개의 연소실(아음속 연소실과 초음속 연소실)을 사용하는 이중연소램제트(DCR: Dual Combustion Ramjet)로서 초음속에서 극초음속까지 비행이 가능한 군용 비행체에 적용하기 위한 프로그램이다. 반면에 가

변 흡입구를 사용한 프로그램은 한 개의 연소실을 사용하여 초음속에서 극초음속까지 비행이 가능한 이중모드램제트(DMR: Dual Mode Ramjet) 또는 광범위한 마하수의 극초음속 비행이 가능한 복합엔진 개발을 위한 것으로 차세대 우주발사체 추진기술 개발 프로그램이다. 본 논문은 램제트 추진기술 분석[5]에 이어 스크램제트 추진기술을 분석하였다.

2. 각국의 개발 동향

2.1 미국의 스크램제트/복합엔진 연구

미국은 다양한 목적에 부합하는 실용적 극초음속 추진기술 개발을 주도하고 있다. 군사용 목적의 스크램제트 엔진 개발을 위한 HyFly, SED(Scramjet Engine Demonstration), HyTech(Hypersonic Technology) 프로그램, 스크램제트 및 복합엔진(RBCC: Rocket Based Combined Cycle, TBCC: Turbine Based Combined Cycle) 개발에 소요되는 핵심 기술개발을 위한 Spaceliner 프로그램, 지상에서 개발된 엔진과 기타 관련 기술을 비행시험을 통하여 실증하기 위한 Hyper-X(Hypersonic C-plane) 프로그램 등이 있다. HyFly 프로그램은 DARPA(Defense Advanced Research Projects Agency)와 미해군(ONR: Office of Naval Research)에서, SED 프로그램은 DoD(Department of Defense)에서, HyTech 프로그램은 미공군(USAF: US AirForce)에서 개발 주도, Spaceliner 프로그램은 ASTP(Advanced Space Transportation Program) 또는 NGLT(Next Generation Launch Technology)로도 불리는데 이는 NASA MSFC(Marshall Space Flight Center)가 개발을 주도하고 있다. 또한 Hyper-X는 NASA LaRC(Langley Research Center)와 DFRC(Dryden Flight Research Center)가 주도한다. 각 기관에서 독립적 연구를 지속하되 미 항공우주국(NASA: National Aeronautic and Space Administration)의 NAI(National Aerospace Initiative)와 국방부 산하의 DoD간의 통합협력기구를 구성하여 초고속(극초음속) 기술을 관리하고 있으며, 다음과 같이 3단계의 극초음속 추진기술의 적용을 계획하고 있다(Fig. 1).

- 1단계: 적시에 표적을 공격할 수 있는 초음속/극초음속 미사일 개발
- 2단계: 전 세계 어떤 표적에도 접근할 수 있는 극초음속 폭격기 연구
- 3단계: 적시에 우주로 접근할 수 있는 재사용 발사체 개발

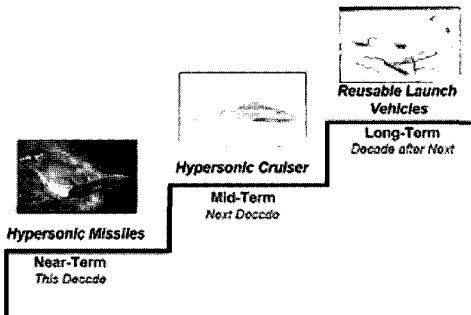


Fig. 1 next generation launch technic

첫 번째 단계의 실현을 위한 가시적 노력은 DARPA가 추진하고 있는 ARRMD(Affordable Rapid Response Missile Demonstrator) 프로젝트에서 실행되고 있다. 이 계획은 신속대응미사일에 대한 운영개념을 확정하고 무기체계의 개발 위험도를 줄이기 위하여 소요 핵심기술 적용 가능성을 도출하고, 각 군이 독자로 추진하고 있던 초음속 관련 기술 개발뿐 만 아니라 미 항공우주국이 추진하고 있는 기술 개발의 결과를 무기체계 개발로 연결시키는 계기를 마련한 것이다.

ARRMD 프로젝트와 관련 있는 초고속 미사일 개발 프로젝트 HiSS(High Speed Strike missile) 계획은 초고속 추진 기술을 확보하기 위하여 민·군 기술의 유기적인 협조 체계를 구축하여 시너지 효과를 기대하고 있다(Fig. 2).

2.1.1 HyFly 프로그램

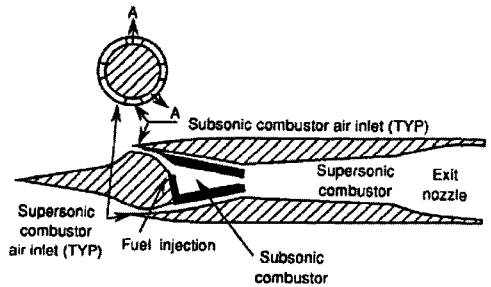
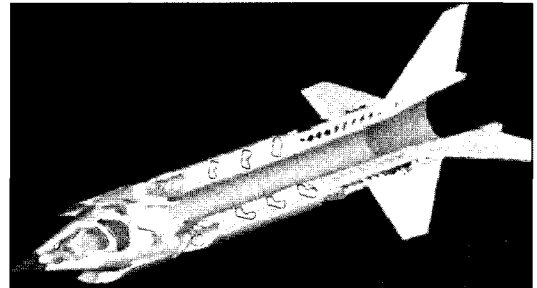


Fig. 3 Schematics of DCR (HyFly)

HyFly프로그램은 신속대응미사일(ARRMD)을 위한 스크램제트엔진 개발을 목표로 하고, 4년간(2002-2006) 극초음속 비행실험을 위하여 1억 8천 6백만 달러를 투입하여, 저비용 장거리 극초음속 전술 미사일 기술 개발(미사일 기당 2십만 달러)을 하고자 한다. 운영 범위는 M6.5 이상 속도로 600 NM (1111.2 Km) 지속 순항, M4에서는 800 NM 이상으로 고도 90,000 ft (27.4 km)에서 운용하여, 10분 이내에 목표물에 도달하는 것이다. 항공기, 함정, 잠수함에서 지상 표적이 가능하며 전방 동체는 Precision CastParts사가 제작한 티타늄 구조물을 사용한다. 이중연소램제트(DCR)엔진은 JHU/APL (Johns Hopkins University/ Applied Physical Laboratory)에서 개발하고 있으며, 지상에서 직접연결식(direct connected type) 실험을 통하여

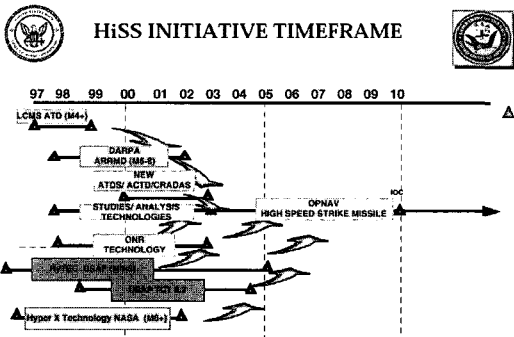


Fig. 2 HiSS(High Speed Strike Missile) Plan

마하수 3-6에서 수행하고, 자유 흐름식(freejet type)에서 마하수 6-6.5를 성공적으로 실험하여 2007년에 비행시험을 계획하고 있다. HyFly 엔진(Fig. 3)의 특징은 다음과 같다.

- 전장 4.25m, 직경 50cm
- 액체 탄화수소 연료 사용, M3 일 때 점화
- 기류에서 발생하는 스로틀링을 제거하여 최대 운용속도 증가 (M4 비행거리는 M6.5 보다 거의 2배 이상).
- 스크램제트는 최근까지 유독성 물질이 첨가된 연료를 사용하였기 때문에 개발에 큰 제약이 있었으나 APL은 주 엔진 내부에 예비 연소기(pre-combustor)를 삽입함으로써 해결. 즉 1차 연소기의 고온배기가 스크램제트 엔진의 중심부에 들어가서 일반적인 JP-10(토마호크에 사용)을 사용할 수 있도록 함.
- 합성열교환기가 필요치 않음. 냉각장치가 없는 주 연소기는 2,200°C 까지 가열 되므로 실리콘/실리콘 카바이드 복합재 및 티타늄 등 사용. APL은 M6에서 90% 이상의 연소 효율 시험.
- NASA Langley에서 2002년 5월 30일에 액화 탄화수소를 사용하여 실물크기 완전 일체형 시험 최초 성공 (APL측의 주장): 발사체를 위한 이상 조건인 90,000 ft의 고도와 M6.5에서 수행. 이후 2002년 후반기에 AEDC(Arnold Engineering Development Center)에서 비행마하수 3.5-4.0에서 작동 증명(미사일 크기의 1/5인 직경 10cm), 부스터에서 스크램제트로의 천이 모의시험도 실시

2.1.2 SED(Scramjet Engine Demonstration) 프로그램

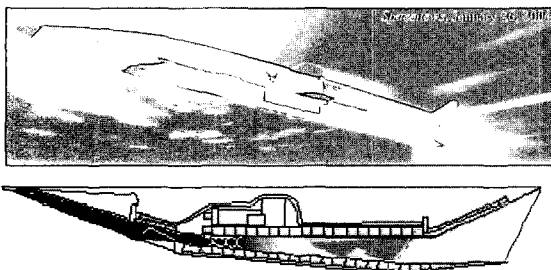


Fig. 4 View and Schematics of SED Scramjet

SED 엔진(Fig. 4)은 홑열연료를 사용하며, 고정형상(fixed geometry)에서 self starting이 가능하고 비행 마하수 4.5-7을 목표로 2006년에 비행시험이 계획되어있다. P&W(Pratt & Whitney)에서 엔진 개발을 담당하고 있으며, Boeing Panton Works에서 비행체를 담당하고 있다.

2.1.3 HyTech 프로그램

HyTech은 NASP 프로그램이 중단됨에 따라 미공군 단독으로 극초음속 유도무기용(비행 마하수 4-8) 스크램제트 엔진을 개발하기위한 프로그램이다. P&W의 우주추진 부분과 UTRC (United Technology Research Center)의 화학시스템 합작으로 설계하고, Dynamic Gunver Technologies사에 의해 생산된다.

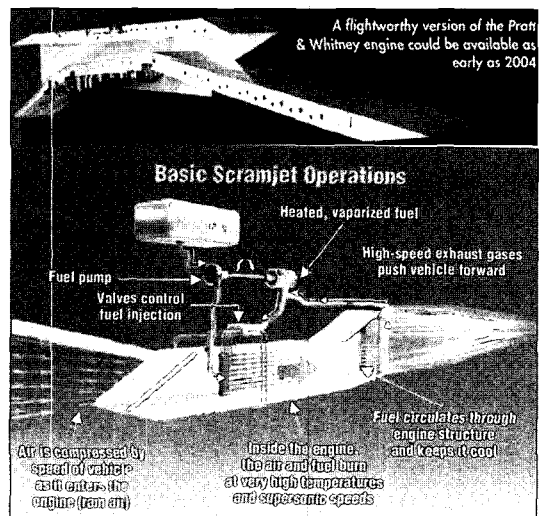


Fig. 5 View and Schematics of HyTech Scramjet

2001년 초 성공적으로 종결된 일련의 성능시험엔진(PTE: Performance Test Engine)에는 냉각장치가 없이 구리로 만들어진 특징이 있으며, 두 번째 엔진인 GDE I(Ground Demonstrating Engine I)은 냉각 장치를 갖추고 니켈합금으로 제작되었다. UTRC가 개발한 냉각 시스템에 의해 엔진 구조물은 냉각되고 분자량이 큰 JP7 연료는 보다 가벼운 탄화수소 분자로 열분해하여 연소가 용이한 형태로 변화된다. GDE I 시험을 통해 핵심 요소인 연료펌프와 고온 가스 밸브

등이 검증되고 기계적, 열역학적, 구조적 설계가 안정되고, 최종 단계로 완전한 냉각 시스템과 함께 통합된 비행중량 엔진(GDE II, Fig. 5)을 2001-2004년에 시험하였다. 이는 PTE나 GDE I과 달리 시험 중에 자체 연료 시스템을 사용한다. NASA/미 공군의 X-43C 비행시험에 사용될 스크램제트는 약간의 유입구 변경을 제외하고는 GDE II와 매우 유사한 엔진이 될 것이다.

그 특징은 다음과 같다.

- 이차원 형상의 이중모드램제트
- 혼합 압축(mixed-compression) 흡입구
- M4-M8에서 점화강화 장치를 사용하지 않고 평상적으로 운용
- 고에너지 첨가제 없이 일반적 탄화수소 (JP-7) 사용(엔진 냉각용으로도 사용), 가열되어 분해된 흡열성 물질은 열교환기/분해기(heat exchanger/cracker)를 통해 엔진 연료 주입기에 공급(Fig. 5).
- 연료공급 조절을 위하여 FADEC(Fully-Authority Digital Engine Controller) 적용, FADEC로 제어되는 가변 흡입구를 니켈합금으로 제조하고 고온에 견디도록 앞전을 복합 재료로 구성.

2.1.4 Spaceliner 프로그램

MSFC에서 현재의 발사시스템보다 1/100의 비용으로 10,000배 이상의 신뢰도 향상 및 내구성을 높여 25년 사용을 목표로 본 프로그램을 주도하였으며, 목표 달성을 위하여 스크램제트, RBCC, TBCC 등에 대한 연구를 하였다.

2.1.5 Hyper-X 프로그램

본 프로그램은 앞에서 언급된 여러 종류의 지상에서 검증된 추진기술을 비행시험을 통하여 지상과 비행에서의 차이점을 도출하고, 비행성능 검증을 위하여 계획되었다. Hyper-XA, XB, XC 세가지 프로그램으로 구성되어 있다.

1) Hyper X-43A

X-43A는 작은 극초음속 항공기로 전장 12ft, 폭 5ft이며, B-52에서 공중 발사되며(마하

0.49, 고도 18,700ft), Pegasus 고체 추진제 부스터가 마하 7, 고도 95,000ft까지 가속시키고 스크램제트 엔진이 약 10초간 작동된다(Fig. 6). 수소를 연료로 사용(MicroCraft 자회사 GASL, Boeing의 기술 지원)하며, 엔진은 구리로 제작되었고 물 냉각 앞전(water-cooled leading edge) 방식이며 비행 마하수 7과 10에서 약 10초간 시험하여 순수 추력이 동력원이 될 수 있는지 시연하는 것이 목표이다. 8,000 psi의 액화수소 공급 탱크에서 가스 상태로 스크램제트 연소기에 분사하되, 램프형 화염안정기에서는 농후연료 상태를 만들고, 연소실 후방에서는 희박연료 상태가 되도록 하였다.

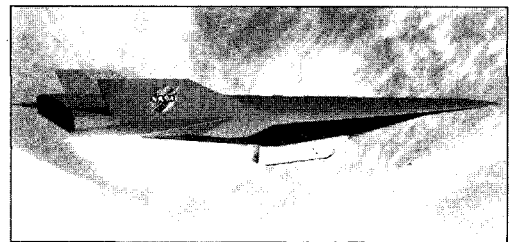
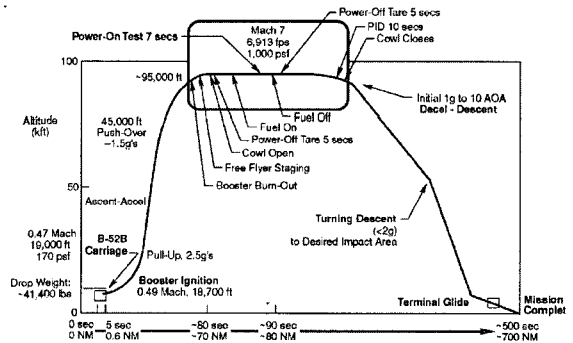


Fig. 6 Flight History and Vehicle Shape of Hyper-XA

첫번째 시험은 Pegasus 비행체가 B-52로부터 정상 분리하였으나, Pegasus 로켓 부스터의 롤 진동에 의하여 비행체가 비정상적으로 작동하여 궤도를 이탈하여 Pegasus 발사 후 48.6초에 비행 안전장치에 의하여 폭발되었다. 그러나 두 번째와 세 번째 비행에서는 각각 비행 마하수 7과 9.8에서 스크램제트에 의한 동력 비행에 성공하여 초고속 비행기록의 기네스북에 오르게 되었다.

2) Hyper X-43C

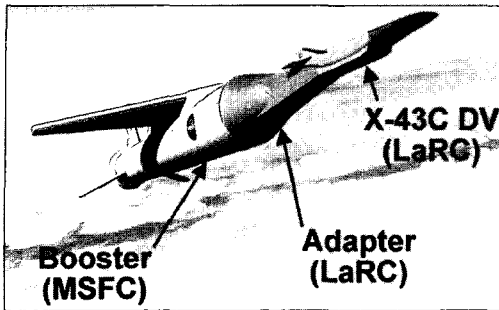


Fig. 7 Vehicle Shape of Hyper-XC (see HyTech for Scramjet Engine Shape)

HyTech 프로그램에 의해 개발된 탄화수소 연료를 사용하는 엔진의 비행성능을 도출하기 위한 비행 프로그램이다(Fig. 7). 지상에서 스크램제트의 정상상태에 대해서 입증하고, 비행시험을 통해 아음속/초음속의 혼합 연소모드에서 부터 순수한 초음속 연소모드까지 실제 환경에서의 엔진작동을 입증할 수 있을 것으로 기대하고 있다. 흡열연료의 개념으로 연료가 연소실로 공급되기 전에 엔진을 냉각하며, 냉각 시 받은 열로 인하여 연료는 복잡한 화학적 고리(link)에서 단순한 화학적 고리로 분해된 후에 가스 상태에서 연소실로 주입된다. 탄화수소는 수소보다 화학반응속도가 느리면서 공기는 더 많이 필요로 하므로 X-43A의 연소실보다 약 10cm 크게 설계되었으며, 흡입구도 크게 설계되었다. 세번의 X-43C 공중 발사 중 첫 번째는 2008년에 예정되어 있으며, 두 번의 추가 시험이 6-9개월 간격으로 진행될 계획이다.

3) Hyper X-43B

X-43B는 X-43 계열의 비행체 중 세 번째로 시험될 비행체이며, RBCC(Rocket Based Combined Cycle) 또는 TBCC(Turbine Based Combined Cycle) 중 하나의 복합사이클엔진을 사용하는 재사용 비행체이므로 Pegasus와 같은 로켓 부스터를 사용하지 않는다. RBCC는 Rocketdyne사의 추진/동력사업부와 Aerojet, P&W사가 참가하여 2001년에 개발을 착수하였으며, 2006년 비행 중량엔진으로 지상연소시험을, 비행시험은 2010년에 계획하고 있다. 전장은

9m, 직경 4.2m 정도의 비행체에 적절하도록 연구하고 있다. 로켓부스터로 마하수 3-4로 비행체를 초기 가속시키며, 탄화수소를 사용하는 램제트 또는 스크램제트 엔진으로 마하수 7-8까지 지속적으로 가속하여, 마하수 12-15에서는 수소연료를 사용한다. 반면에 TBCC는 터보제트 또는 터보램제트로 초기가속 시키는 것만이 다르며, 2차 가속 및 극초음속 순항은 RBCC와 같은 개념이다.

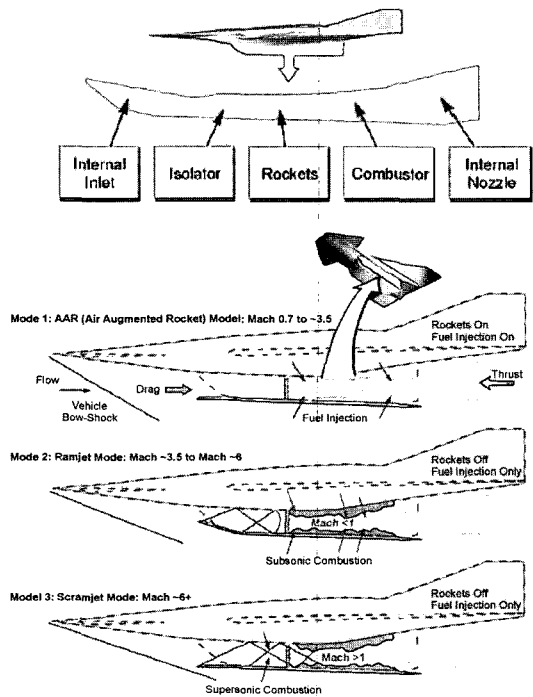


Fig. 8 Vehicle Shape and Operation Sequence of X-43B Engine

22 프랑스의 스크램제트/복합엔진 연구

프랑스의 경우도 미국과 같은 맥락의 스크램제트엔진의 개발 계획을 가지고 있는데, 군사적 목적의 탄화수소를 사용하는 스크램제트엔진 개발 프로그램 ESOPE(1973년)과 우주 발사체용 추진체 개발을 위해 수소 연료를 사용하는 스크램제트엔진 개발 프로그램(WRR(1993-2003), JAPHAR(1997-2002), Promethee(1999-2002))으로 지속적 연구가 수행되었다. 특히 탄화수소 보다 는 수소를 사용하는 스크램제트 엔진 개발에 더 많은 노력을 기울이고 있으며, 탄화수소의 경우

스크램제트 보다는 액체 램제트 추진 기술 개발에 더 많은 관심을 보이고 있다.

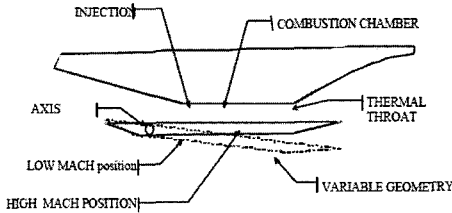


Fig. 9 Schematic of Promethee (fully variable dual mode) Scramjet Engine

WRR(Wide Range Ramjet)은 프랑스-러시아의 공동 연구 프로그램이며, 가변식 이중모드램제트 엔진으로 회전식 카울을 적용하는 Promethee(Fig. 9) 프로그램과 병진식 카울을 적용하는 PIAF 프로그램이 있다. 비행 마하수 2-12에서 초음속 영역에서는 흡열탄화수소를, 극초음속 영역에서는 수소를 사용한다. Promethee 프로그램은 흡열 탄화수소를 사용하며, MBDA와 ITAM(Institute of Theoretical and Applied Mechanics)의 합작으로 이중모드 램제트 엔진 개발을 목표로 하고 있다. MBDA 및 프랑스정부(ONERA)는 Promethee 프로그램을 통하여 비행 마하수 2-8 미사일을 개발하여, 재래식 공대지 미사일을 대체하고자한다. ONERA는 2002년 5월에 비행 마하수 2.0-7.5 의 지상연소시험을 하였고, 2009-2012년 사이에 6회 비행시험을 계획하고 있다.

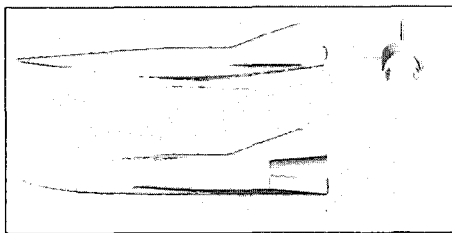


Fig. 10 Vehicle Shapes of JAPHAR

JAPHAR(Joint Airbreathing Propulsion for Hypersonic Application Research) 프로그램(Fig. 10)은 1980년대에 연구되었던 PREPHA와 독일

Sanger 프로그램의 연구결과를 바탕으로 비행 마하수 4-8을 목표로, 수소를 사용한 고정 이중모드 램제트 엔진을 독일과 함께 공동 개발하고 있다. 2000-2002년에 비행 마하수 4.9, 5.8, 7.6에 대한 지상연소 시험을 수행하였다.

미국의 Hyper-X 프로그램과 유사하게 스크램제트 엔진의 연구결과를 비행체에 탑재하여 지상에서의 엔진성능과 비행에서의 성능을 검증하기위하여 2003년부터 LEA 프로그램이 추진되었다. 이는 이중모드 램제트를 이용하여 비행 마하수 4-8을 계획하고 있으며, 고정식 이중램제트(JAPHAR 연구 결과의 엔진) 또는 가변식 이중램제트(Promethee/PIAF 연구결과 of 엔진) 가운데 하나를 선택하여 2010-2012년 사이에 6회의 비행시험이 계획되어 있으며, 비행체는 비 회수형이다.

2.3 러시아의 스크램제트/복합엔진 연구

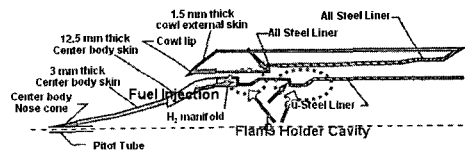
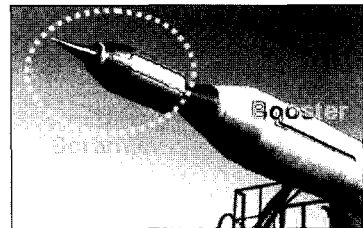


Fig. 11 Vehicle Shape and Schematics of Kholod Scramjet Engine

CIAM의 HFL(Hypersonic Flying Laboratory) Kholod(SA-5 지대공 미사일에 동축형 스크램엔진을 장착한 비행시험 수행 프로그램)를 통하여 1991년 세계 최초로 스크램 영역(비행 마하수 5.5)에서 비행시험을 성공적으로 수행하였다. 계속해서 프랑스와 공동연구를 통하여 1992년 11월과 1995년 3월에 비행 마하수 5.35와 5.8에서 시험을 하였으며, 1995년 시험에서는 파워시스템의 고장으로 실패하였다. 네 번째 비행시험은 미 NASA와 공동연구로 램-스크램 이중모드의 작동을 검증하기 위하여 비행 마하수 3.5-6.4의 범위

를 약 77초간 시험하여, 지상시험과 비행시험간의 성능데이터의 유사성 확인하는 매우 큰 성과이나, 여전히 초음속에서의 연소데이터 불확실성으로 이중 램제트의 비행작동 검증을 위한 추가 시험이 요구된다. 보업을 위하여 2개의 램프를 설치하였다(Fig. 11).

AYAKS는 러시아에서 제안하여 미 AFRL에서 연구가 지속된 것으로, MHD(Magneto-Hydro dynamic) 동력을 수소연료 스크램제트 엔진을 위한 압축 과정의 일부분으로 포함하고 WIGs(Weakly Ionized Gases)를 동체 전방에서 발생시킴으로 유입 및 압축비를 증가하고, WIGs는 비행체의 단면적을 능동적으로 제어할 수 있도록 하여 더욱 잠재적 이용 가치가 있다.

세계 최초의 극초음속 추진의 선도적 역할을 하였으나, 구소련의 붕괴 이후 급격한 경제 침체로 인하여 많은 연구비가 소요되는 스크램제트 엔진 기술개발에 미온적이었지만, 근간에 들어서 극초음속 엔진 개발을 포함한 새로운 항공우주 진흥법의 설립과 추진 계획의 확정으로 새로운 기술 경쟁의 대열에 합류할 것으로 기대된다.

24 일본의 스크램제트/복합엔진 엔진 연구

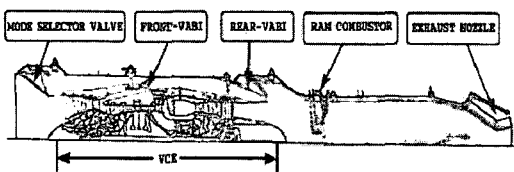


Fig. 12 Schematics of HTPR Propulsion System

일본의 극초음속 엔진과 관련하여 범국가적 차원의 연구는 스크램제트엔진 보다도 복합사이클 엔진인 터보램제트엔진 개발 연구를 먼저 착수했다는 특징이 있다. JAXA(Japan Aerospace Exploration Agency)의 전신인 NAL(National Aerospace Laboratory)가 주도하여 HTPR(Hypersonic Transport Propulsion System Research) 프로그램(일본 주도의 국제공동연구 프로젝트: 미국 UTC와 GE, 영국 RR, 프랑스 Snecma와 계약)을 1989년부터 10년간 수행하였으며, 초/극초음속 비행체의 개발이전에 추진시

스템의 기반기술을 확보하는 것이 목적이다. 터보팬 엔진으로 마하수 약 3까지 발전하고 이후 램-스크램제트엔진으로 마하수 6까지 가속한다는 개념이다. 목표 기체의 사양으로는 300인승, 최대이륙 중량 440톤, 12000km 이지만 약 1/3 축소형 엔진(Fig. 12)을 시험하였다. 마하3까지 작동하는 압축기의 저속 고부하를 위하여 serge margin을 크게 하기위해 2차 흐름을 억제하는 bow-stacking 3차원 기술개발에 CFD 기술이 일조하였다. 또한 고압고온(1,700°C)의 터빈 기술 확보(세라믹 복합재의 tail coin 적용)로 15분간 성공적으로 작동하였다.

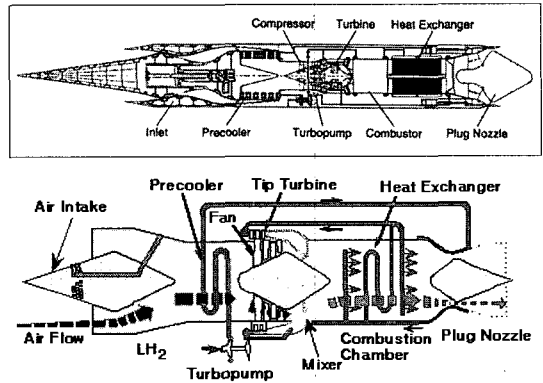


Fig. 13 Conceptual Diagram of Vehicle and Schematics of ATREX Engine

ATREX(Air-turbo-ramjet with hydrogen expansion turbine) 엔진(Fig.13)은 일본의 고유 모델이며, 1999년 HYPR 프로그램에 이은 ESPR 프로젝트(환경 적합형 차세대 초음속 추진 시스템 기술 연구 프로그램)를 위한 수소 연료를 사용하는 복합사이클 엔진이다. 순항 마하수 2.2로서 콩코드 비행기의 실패를 교훈 삼아 저소음, 저Nox, 저 CO₂의 연구가 이루어졌다. 액체수소 연료를 이용한 Precooler와 공기연료의 mixer를 위해 16개 별모양 lob 형상으로 설계되었으며, 화염안정기의 역할도 하도록 설계되었다.

우주 재사용 발사체의 용도로 연구되고 있는 마하6의 극초음속 복합엔진이 연구 중에 있다(Fig. 14). 가변흡입구, 가변 노즐, 흡입구의 앞전과 연소기 라이너의 재질로 silicon carbide를 사용하고 있는데 이는 일반적C-C는 농후산소 환경에 부적합하기 때문이다. 한편 가변흡입구와 가

변 노즐의 사각형상을 감안하여 사각형 스크램제트 추진 형상도 연구하고 있다.

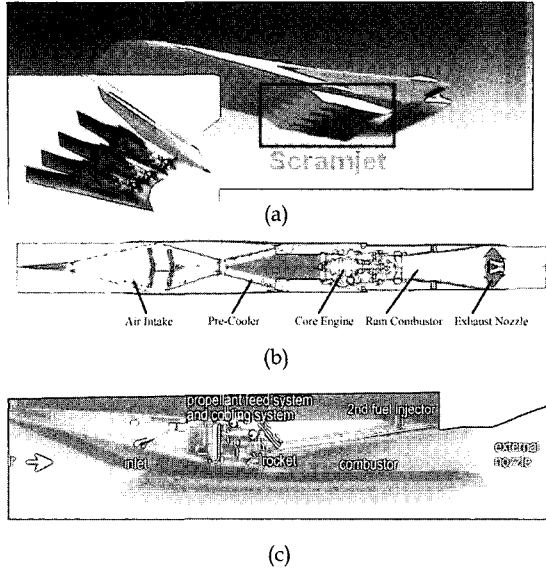


Fig. 14 Vehicle Shape and Schematics of Japanese SSTO and TSTO Engine ((a) Vehicle, (b) SSTO TBCC Propulsion (c) TSTO RBCC Propulsion)

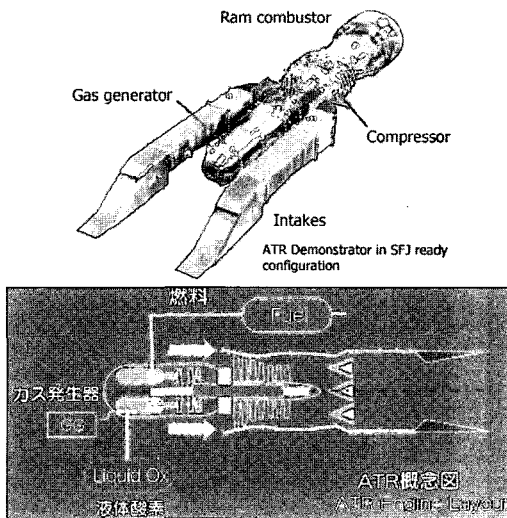


Fig. 15 Shape and Schematics of Japanese ATR

Figure 15는 군사적 목적으로 일본 방위청 (TRDI: Technical Research and Development Institute) 주관으로 에어터보 복합사이클엔진의 기반 기술 확보에 초점을 두고 있는 것으로 약

6년간 수행되어 2003년에 종결되었다. 사각 덕트 흡입구를 연소기에 좌우 대칭으로 연결하였는데, HYPR 프로그램 이후에 초음속 군용 엔진으로의 응용을 위하여 본 연구를 수행한 것으로 예상된다. 지상용 엔진의 시험 데이터베이스 구축 및 지상시험 평가기술을 확보한 것으로 추정된다.

2.5 호주의 스크램제트엔진 연구

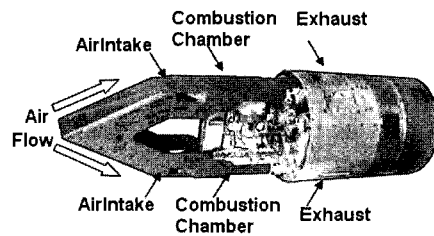
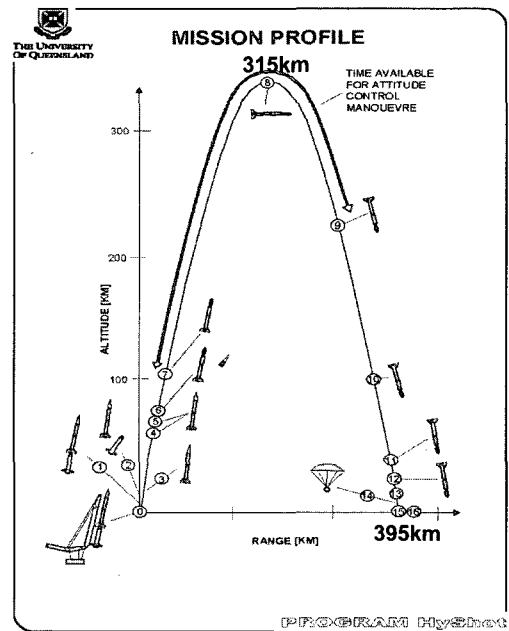


Fig. 16 Hyshot Scramjet Engine

호주는 University of Queensland가 주축이 되어 국제 컨소시엄을 구성하여 Hyshot 프로그램을 수행하고 있는데, 2단 과학로켓 (Terrier-Orion MK70)을 이용하여 고도 약 350 km 까지 올라간 후 자유낙하로 지상으로 떨어질 때, 고도 23-35 Km 사이에서 약 5초 동안 초

음속 연소를 수행하는 매우 저비용의 비행시험 프로그램이다(Fig. 16). 엔진은 2차원의 썸기형(반각 20도)으로 한쪽 면은 수소연료를 분사하여 연소시켜 연소시 데이터를 확보하고, 다른쪽 면은 연료를 분사시키지 않고 비연소시의 공력 특성 데이터를 얻는 것을 목표로 한다(Fig. 16). 그동안 2001년 1회(실패), 2002년 1회, 2006년 2회(1회 실패)의 실험을 통하여 shock tunnel을 이용한 지상 시험데이터는 비행형 단순 초음속 연소기 설계에 적용 가능함을 보여주었다. 경제적이면서 간결한 시험을 할 수 있다는 장점으로 세계 여러나라에서 자국에서 연구한 스크램제트 연소기의 실험을 의뢰하고 있다. 실례로 2006년 3월25일 3번째 시험은 영국의 엔진, 3월30일의 4번째 시험(실패)은 일본 엔진 시험을 대행하였다.

2.6 인도 및 중국의 스크램제트엔진 연구

최근 인도에서는 덱티드 로켓(AKASH)의 성공적인 개발(지대공 미사일에 적용)과 러시아와의 합작을 통한 액체램제트 추진 미사일(BRAMOS)의 성공적인 개발(2003년)로 초고속 순항 추진기술 개발에 탄력을 받게 되었다. 인도 DRDO(Defense Research and Development Organization)는 공식적으로 극초음속 미사일 개발에 착수하였으며, 2008-2010년에 시험 준비 완료하여 극초음속 비행시험을 한다는 계획을 2005년 2월에 발표하였다.

이에 앞서 재사용 우주발사체의 추진을 위하여 SST를 위한 AVATAR(Aerobic Vehicle for hypersonic Aerospace Transportation)은 비행 마하수 4-8, 수소연료를 사용하는 ATR의 개념적 연구를 수행하였다. 이는 태양열에너지를 사용하는 우주정거장을 건설하여 미래의 에너지 대란에 대비하기 위한 목적으로 연구되고 있으며, 비행 마하수 6에서 7초 동안 안정된 연소를 했다고 보고하였다.

중국도 액체 램제트 추진 미사일(2000년 초음속 대함 미사일 Shiung Feng III) 개발 후, 지속적으로 스크램제트 엔진에 대한 개발이 이루어지고 있는데, 이는 수년전부터 초음속 추진연소 풍동 및 극초음속 추진기술에 대한 국제 심포지엄의 개최 등으로 알 수 있다.

3. 램제트 엔진 개발을 위한 소요기술 분석

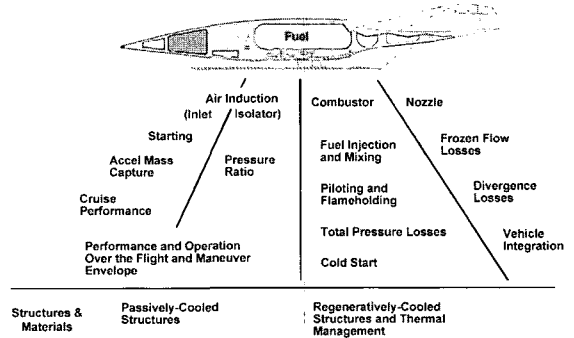


Fig. 17 General Functions and Characteristics of Scramjet Engine

Figure 17은 스크램제트 엔진의 각 구성품(공기 흡입부, 연소실 및 노즐)과 그 역할 및 주요 핵심 기술을 나열한 것이다. 공기 흡입부는 흡입구와 격리부(isolator)로 구성되는데 격리부는 흡입구와 연소실 사이에 일정 공간(space)을 두어 두 구성품에서 발생하는 압력 및 열적 비정상 섭동이 상호 영향을 미치지 않도록 격리하기 위함이다. 스크램제트 엔진은 1) 공기가열에 의한 열부하 소멸, 2) 연소실에서 빠른 공기 속도에 의한 빠른 연소(1msec 이내) 및 제어, 3) 동력비행이 가능한 추진력 구현 등이 매우 어려운 기술이다. 이를 실현하기 위하여 재료개발(고온 고강도 고내열 재료, 고냉각 고에너지 흡열연료)과 보염 및 고 연소 효율, 광범위 마하수에 적합한 공기흡입 기술, 비행체 형상 및 운용범위를 고려한 외란에 강건한 추진시스템 통합설계 기술이 매우 중요하다.

3.1 공기 흡입부 (흡입구와 격리부)

스크램제트엔진은 극초음속에서 작동하므로 극초음속에 도달하기까지 로켓부스터 또는 램제트 엔진의 추진이 필요하며, 제트엔진($M < 1.5$)이나 램제트 엔진($2.1 < M < 4$)보다 운용되는 비행마하수의 범위가 매우 광범위(예: 이중 램제트의 경우 마하수 2-8, 단순 스크램제트의 경우 마하수 5-10의 범위에서 작동)할 뿐만 아니라, 비행 고도(10-45Km) 역시 매우 변화가 크다. 흡입부의

역할은 이러한 작동 영역에서

1) 높은 압축효율 및 최소 항력 손실, 2) 안정된 유량 및 균일한 속도분포 공급, 3) 경계층 조절과 동적환경에서의 안정화 등이 이루어져야 한다. 이를 위하여 단순 흡입구가 아닌 3차원적 유동(scoop) 흡입구 등이 연구되고 있는데, 램제트 및 단거리 군용 스크램제트는 고정 흡입구를, 장거리 군용 및 우주발사체용 스크램제트는 가변 흡입구를 사용하여 주어진 운용 프로파일을 만족시킨다.

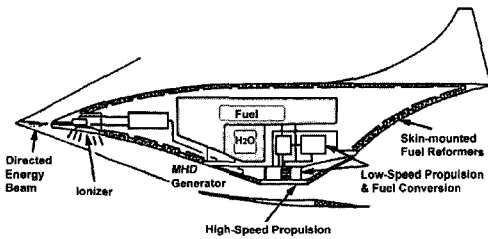


Fig. 18 Schematics of MHD Engine

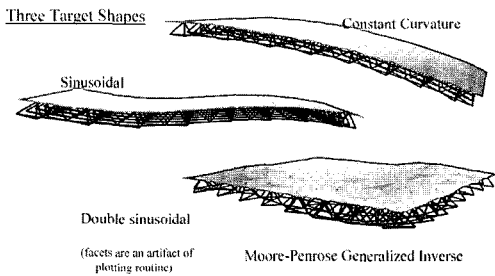


Fig. 19 Concept of Morphing Structure

또한 플라즈마, MHD(Magneto-Hydro dynamic)를 적용하여 동력을 수소연료 스크램제트 엔진을 위한 압축 과정의 일부분으로 포함하고 WIGs(Weakly Ionized Gases)를 동체 전방에서 발생시킴으로 유입 및 압축비를 증가하고, WIGs는 비행체의 단면적을 능동적으로 제어 할 수 있도록 연구되고 있다(Fig. 18). 또한 비행자세, 작동 고도 및 속도에 따라 유동적인 유입공기 특성에 능동적으로 대처하는 흡입구의 형상 변화를 위하여 morphing 구조를 이용한 유동제어 기술을 연구하고 있다(Fig. 19).

3.2 연료를 이용한 냉각 기술

공기가열에 의한 열부하는 비행 속도에 비례하

므로, 마하수 6이상이 되면 공기의 정체 온도(1,800K 이상, 연소실 내부 온도 3,000K 이상)가 매우 높아 별도의 열 차폐 또는 제어 기술 없이 금속 재료(Inconel 718 : 760℃ 이내, 17-4PH: 650℃ 이내 사용)를 사용할 수 없으므로 비행체와 연소실의 냉각 문제가 매우 심각하다. 냉각 문제를 해결하기 위하여 1) 고내열 고강도 세라믹 및 카본 실리카 계열의 복합재료 개발, 2) 흡열연료를 이용한 냉각 기술이 연구되고 있다. 후자는 연료의 흡열특성(Fig. 20)을 이용한 것으로 가스터빈이나 액체 로켓의 재생냉각 개념과 유사하지만, 액상으로 저장된 연료가 연료 공급관을 통하면서 엔진 내부의 열을 흡수하여 연료 분사기에서 분사될 때는 기체 상태로 분사되도록 하여야하고, 상변화시 연료의 화학에너지의 손실이 최소화되도록 해야 한다. 또한 흡열연료의 분해, 촉매반응 안정화, 분해 후 생성된 중간 생성물의 탄화가 연료 공급관에서 일어나지 않아야 한다.

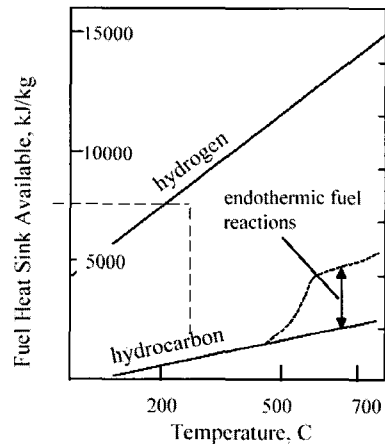


Fig. 20 Heat Sink Capacity of Hydrogen, Hydrocarbon, and Endothermic Fuel

3.3 복합 재료 개발

Figure 21은 프랑스 SNECMA에서 5회의 고온 사이클 시험을 수행한 카본실리카(C/SiC)의 재료 시험 결과로서 2,200-2,300K의 온도에서도 열구조적 특성이 보존됨을 보여준다. 또한 고온 내열재의 복합재료 개발은 공기흡입구의 구조체는 물론 엔진 전체(흡입구, 연소실, 노즐)를 일체형으로 만드는 목표로 연구가 진행 중이다(Fig.

22). 또한 Fig. 23은 연료의 재생 냉각 기법을 복합체의 구조체에 적용하기 위하여 C/SiC 열구조판에 홈을 만들어 연료공급 배관을 내삽 시킬 수 있는 공법 개발 결과물을 모델링한 것을 나타낸다. 이러한 결과는 C/SiC의 약점인 취성을 보강하면서 엔진에 실제 적용 가능성을 한층 높였다.

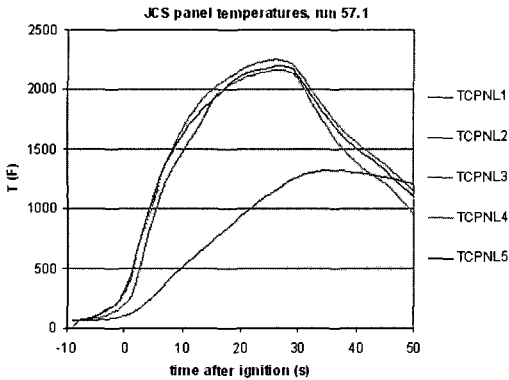


Fig. 21 Thermal Test Data of C/SiC

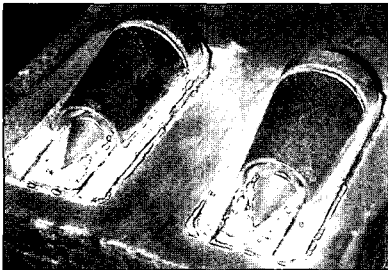


Fig. 22 Coaxial-type Scramjet Intake

3.4 연소안정화 기술

연소실에서 공기 속도가 마하수 1.2-2 정도이므로 연소실에 잔류시간(residence time)은 약 1msec로 매우 짧은 시간에 연소가 이루어져야 한다(태풍 내부에서 불을 붙이는 것과 같다고 표현함). 이를 위하여 연소실로 분사되는 연료는 램제트 엔진과는 달리 기상으로 분사하는 것이 바람직하다. 유동속도가 매우 빠르므로 램제트 엔진과 같이 연소면이 전 구간에 고르게 분포되도록 하는 것은 바람직하지 않으며, 일부 화염 정체 영역에서는 농후연료 상태에서 연소시킨 후,

연소가스와 공기의 혼합을 활성화시키되, 연료 소모율을 높이기 위해 엔진 후방에서는 희박연소가 되도록 공연비, 연료분사기 위치, 화염 정체부의 형상과 위치, 연소실의 형상 등을 고려한다.

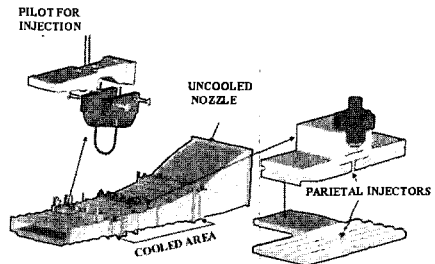


Fig. 23 C/SiC Composit Scramjet Chamber with Cooling Channel

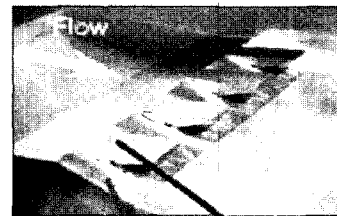
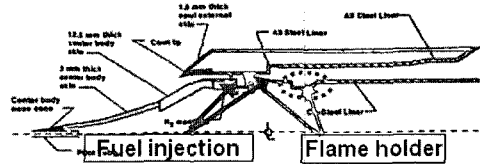


Fig. 24 Flame Holder ((a) Kholod, Russia (b)NAL, Japan)

4. 결 론

선진국에서는 스크램제트에 대한 많은 연구가 진행되어, 지상시험 수준을 지나 제한적 비행시험 준비 단계에 있다. 광범위한 비행 마하수를 만족하는 이중연소 램제트와 이중모드 램제트 형태의 엔진은 각각 군용과 민수용으로 연구되고 있으며, 복합사이클 엔진은 차세대 우주발사체의 대안으로 개발되고 있다. 효과적인 스크램

제트엔진의 개발을 위하여 기존 연구결과를 바탕으로 반 실험식과 수치 해석을 통해 엔진의 설계 방향을 설정하고, 엔진의 구성품 단위(흡입구, 연소실 등)의 유동 가시화 시험을 통하여 각 구성품의 성능 특성을 도출하고, 이를 기반으로 실물 크기의 엔진에 대한 실험과 수치해석으로 최종 설계에 이른다. 엔진 작동 특성의 미커니즘에 대한 정확한 이해와 이에 상응되는 기술, 흡열연료 및 CSiC 복합재료를 사용한 내열 문제 해결, 다양한 고도 및 속도에 안정된 연소와 추진력 구현, 가변 흡입구와 가변노즐 및 추진 제어 기술 개발이 필요하다.

참 고 문 헌

1. Fry, R. S, "A century of Ramjet Propulsion Technology Evolution," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 1, Jan-Feb, 2004, pp.27-58
2. Curran, E. T., "Scramjet Engines: The First Forty Years," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 6, Nov-Dec, 2001, pp. 1138-1148
3. Waltrup, P.J., White, M.E., and etc, "History of U.S. Navy ramjet, Scramjet, and Mixed-Cycle Propulsion Development," AIAA 96-3152, 1996
4. 원수희, 정인석, 최정열, "극초음속 스크램제트 엔진 개발의 개관," *한국추진공학회지*, 제 9권, 제1호, 2005, pp.67-83
5. 성홍계, 윤현걸, "램제트/스크램제트의 기술동향과 소요기술 분석 I. 램제트 엔진(액체램제트, 덕티드로켓)," *한국추진공학회지*, 제10권 제1호, 2006, pp.72-86
6. Bouchez, M. Falempin, F., and etc, "French-Russian Partnership on Hypersonic Wide Range Ramjets," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No.6, Nov-Dec, 2001, pp.1177-1183
7. Novelli, Ph, and Koschel, W., "Progress of the JAPHAR cooperation between ONERA and DLR on hypersonic airbreathing propulsion" AIAA 2001-1870, 2001
8. Boudreau, A. H., "Status of the U.S. Air Force HyTech Program," ISABE, Sept. 2003, pp.2003-1170
9. U.S. X-43 Scramjet Program, <http://www.dfrc.nasa.gov/Research/X43/index.html>
<http://www.orbital.com/Advanced Space/Hyper-X/index.html>
10. "Future Cruise will offer greater speed, guaranteed destinations, *Jane's International Defense Review* : '00. 2
11. "극초음속 비행 엔진 개발 동향 " 번역본 항공정보 (통권 52호, 2003.2 공군작전사령부) *Jane's International Defense Review* : 02.8
12. "exploring the envelope" Stanley W. Kandebo, *Aviation week and & spave technology*
13. Waltrup, P.J., and etc., "History of Ramjet and Scramjet Propulsion Development for U.S. Navy Missiles," *Johns Hopkins APL Technical Digest*, Vol. 18, No. 2, 1997, pp.234-243
14. Falempin, F, Scherrer, D., and etc., "French Hypersonic Propulsion Program PREPHA," AIAA98-1565, April 27-30, 1998
15. Center for Hypersonics- HyShot Scramjet Test Program, <http://www.mech,uq.edu.au/hyper/hyshot/>
16. Crapiz, D, and Vidal, J.P., "Composit Technologies for ramjet-scramjet applications, SNECMA presentation material, 2005
17. Taguchi, H, and etc, "Design Study on Hypersonic Engine Components for RBCC Space Plans", AIAA03-7006, Dec. 15-19, 2003
18. 일본 TRDI 3체계본부 소계서, 2005

Table 1. Scramjet Missiles in the World (updated version of ref 1)

국가/ 기관	엔진/ 비행체명	엔진 형태	개발연, year	순항 마하수	순항고도 (Kft)	동형비 행거리 ^N mile	Launche r	전장 (in)	직경 (in)	총무게 (lbm)	개발 상황
미국/ 해군	External burn °	ERJ	1957-1962	5-7							Combustion tests
러시아	Chelinkov research	ERJ	1957-1960	5-7							Component tests
미국/ 공군	Marquardt SJ	DMSJ	1960-1970	3-5				88	10 x 15		Cooled engine tests
미국/ 공군	GASL SJ*	SJ	1961-1968	3-12				40	31 in ²		Cooled engine tests
미국/ 해군	SCRAM °	LFSJ	1962-1977	7.5	100	350	Rail	288	26.2	5,470	Free-jet test
미국/ 공군	IFTV °	H ₂ /SJ	1965-1967	5-6	56						Component tests
미국/ 공군-NASA	HRE °	H ₂ /SJ	1966-1974	4-7				87	18		Flowpath tests
미국/NASA	AIM °	H ₂ /SJ	1970-1984	4-7				87	18		Cooled engine tests
프랑스	ESOPÉ °	DMSJ	1973-1974	5-7				87	18		Component tests
미국/ 해군	WADM/HyWADM °	DCR	1977-1986	4-6	80-100	500-900	VLS	256	21	3,750	Component tests
러시아	Various research	SJ/DCR	1980-1991	5-7	80-100						Combustion tests
미국/NASA	NASP °	MCSJ	1986-1994	0-26	0-orbit	Orbital	Run way			500,000	Free-jet test (M7)
독일	Sänger II °	ATRJ	1988-1994	4	0-orbit	Orbital	Run way	3976	550	800,000	Concept vehicle
영국	HOTOL °	SJ	1990-1994	2-8							combustion tests
일본	NAL-HTPR ^o	TRBCC	1989-1988	0-6	0-orbit					1 x 10 ⁶	component tests
일본	PATRES/ATREX °	TRBCC	1990-	0-12	100			87	30		component tests
일본	NAL-KPL research °	SJ	1991-	4-12	50-100			83	8 x 10		component tests
일본	TRDI	TRJ	1998-2003	0-2							component tests
러시아	Kholod *	DCR	1991-1998	3.5-5.4	50-115		SA-5	36	24		flight tests
러시아/프랑스	Kholod *	DCR	1991-1995	3.5-5.4	50-115		SA-5	36	24		flight tests
러시아/미국	Kholod *	DCR	1994-1998	3.5-7	50-115		SA-5	36	24		flight tests
프랑스	CHAMIOS °	SJ	1992-2000	6.5					8 x 10		component tests
프랑스	Monomat	DMSJ	1992-2000	4-7.5					4 x 4		component tests
프랑스	PREPA *	DMSJ	1992-1999	2-12	0-130	Orbital	Ground	2560	Waverider	1 x 10 ⁶	component tests
러시아	ORYOL/MIKAKS	SJ	1993-	0-12	0-130	Orbital	Ground				component tests
프랑스/러시아	WRR °	DMSJ	1993-	3-12	0-130		Ground		Waverider	60,000	component tests
러시아	GELA Phase II *	RJ/SJ	1995-	3-5+	295		Tu-22M				flight tests
러시아	AJAX °	SJ	1995-	0-12	0-130						Concept
미국/공군	HyTechl *	SJ	1995-	7-10	50-130			87	9 x 12		component tests
미국	GTX °	RBCC °	1995-	0-14	50-130						component tests
미국/해군	Counterforce	DCR	1995-	4-8	80-130		Air/VLS	256	21	3,750	component tests
미국/NASA	X-43 A/Hyper-X *	H2/SJ	1995-	7-10	100	200	Pegasus	148	60(span)	3,000	flight tests
프랑스/독일	JAPHAR *	DMSJ	1997-2002	5-7.6	80			90	4 x 4		component tests
미국	ARRMD °	DCR	1997-2001	3-8	80	450-800	Rauk/Air	168-256	21	2,200-3,770	component tests
러시아	IGLA *	SJ	1999-	5-14	82-164		SS-25	197			flight tests
미국/NASA	X-43C °	DMSJ	1999-	5-7	100		Pegasus		10.5 wide		component tests
미국	IHPTET °	ATR	1999-	0-5	0-90				15-40		component tests
미국	RTA °	TBCC	1999-	0-5	0-90				15-40		component tests
프랑스	Promethee °	DMSJ	1999-2002	2-8	0-130			238		3,400	component tests
인도	AVATAR-M °	SJ	1999-	0-14	0-orbit	Orbital	Ground			19-25ton	component tests
영국	HOTOL Phase II	SJ	2000-	2-8							component tests
프랑스	PIAF °	DMSJ	2000-	2-8	0-110			53	8 x 2		component tests
미국	MARIAH	MHD/SJ	2001-	15							component tests
호주	HyShot °	SJ	2001-	7.6	75,000-120	200	Terror Orion	55	14		component tests

*System discussed and shown. °System discussed. °Horizontal takoff and landing(HOTOL). °NASA Glenn Rc hydrogen fueled/cooled(GTX). °Reference vehicle designation(RBCC).