

램제트/스크램제트의 기술동향과 소요기술 분석

I. 램제트 엔진(액체램제트, 덕티드로켓)

성홍계* · 윤현걸**

Technical Review and Analysis of Ramjet/Scramjet Technology

I. Ramjet Engine (Liquid Ramjet, Ducted Rocket)

Hong-Gye Sung* · Hyun-Gull Yoon**

ABSTRACT

A technical review of current ramjet propulsion is presented. In addition to summarize the current status of ramjet technology, new key techniques like Boosting technique easily adapting total impulse of booster, flame stabilization technique with minimized ramjet combustor length, variable nozzle-inner-surface technique realizing wide flight-envelop, and thermal protection technique for long operating time are identified. Actually various Ramjet propulsion technology has been matured and expanding to both military and combined cycle application. Yet many opportunities remain to be challenged by future generations of explorers to utilize a typical ramjet propulsion system for multi-purpose(multi-platform and multi-target) missiles, for example, American JSSCM and Russian Yakhont missiles, improving both reliability of techniques and downsizing development cost of new propulsion system.

초 록

램제트 추진기술에 대한 최근 개발동향과 필요 주요기술을 분석하였다. 통합 부스터의 장점을 극대화하면서 부스터의 총역적을 다양하게 조정하는 기술, 램제트 연소실의 길이는 최소화하면서 화염을 안정시키는 기술, 비행 운용범위를 다양하도록 하는 가변노즐 기술, 장시간 작동을 가능하게 하는 열차폐 기술 등이 소개/분석되었다. 여러 나라에서 다양한 램제트 추진기술을 개발해왔으며, 원초적 기술은 어느 정도 성숙되었으며, 군사적 응용과 복합사이클을 사용하는 민수용으로의 적용이 확대되고 있는 추세이다. 보다 효과적으로 다양한 발사 플랫폼에 공통으로 적용 가능한 다용도 램제트 기술 개발을 위하여 최근에 여러 유도탄(미국의 JSSAM, 러시아의 Yakhont)들이 연구되었으며, 이는 기술 신뢰도 향상 및 개발경비 절감을 높일 수 있다는 기대로 도전적 연구가 진행되고 있다.

Key Words: Ramjet(램제트), Ducted Rocket(덕티드로켓), High Speed Air-breathing Engine(고속 공기흡입엔진)

* 중신회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

** 정회원, 국방과학연구소 기술-49

연락처, E-mail: hgsung@hau.ac.kr

미사일에 사용되는 추진기관은 크게 로켓 엔진과 공기 흡입식 엔진으로 분류될 수 있다. 로켓 엔진은 산화제와 연료를 내장하고 있으므로 외부의 공기 여부에 영향을 받지 않기 때문에 운용 고도 및 속도 범위가 매우 넓다는 장점을 가지고 있으나, 산화제를 탑재(고체로켓: 추진제 무게의 85% 이상이 산화제 및 금속연료)해야 하기 때문에 비추력이 낮고 (고체로켓: 240-270, 액체로켓: 350-450s) 사거리가 증가 할수록 무게 부피가 급격히 커진다는 단점이 있다. 반면 공기 흡입식 엔진은 대기 공기를 산화제로 사용하기 때문에 운용 고도나 운용 속도의 범위가 제한되어 있으나, 높은 비추력(1000s 이상)을 얻을 수 있다는 장점으로 더 나은 성능의 추진 시스템에 대한 여망에 부흥하여 꾸준한 연구 개발이 진행되고 있다.

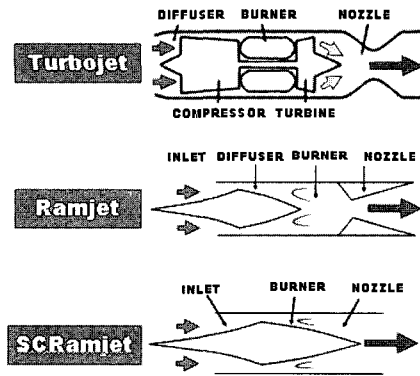


Fig. 1 Conceptual Diagram of Airbreathing Engine

Figure 1은 현재 운용 가능한 공기흡입식 엔진의 구조적 차이를 보여준다. 속도가 빠를수록 터보제트, 램제트, 스크램제트 순으로 내부 저항이 줄어들 것이며 따라서 고속 비행에 램제트, 스크램제트가 적합함을 직관적으로 알 수 있다. 제트엔진에는 연소실에서 연소 효율과 화염안정성을 높이기 위하여 흡입공기를 압축하고 순화시키기 위한 장치인 압축기와 압축기를 구동시키기 위한 터빈이 사용된다. 압축기는 공기 흡입구내 전방에 위치하고 있는데, 아음속에서는 흡입공기 압축 효율이 매우 높으나 흡입공기가 초

음속 이상으로 고속화되면 압축 효율이 급격히 감소되고, 오히려 공기가 흡입구로 들어오는 것을 방해하므로, 초고속 비행에는 적합하지 않는 면이 있다.

따라서 제트 엔진은 엔진의 구조상 주로 아음속 비행체의 엔진으로 주로 사용되는데 비행 속도가 초음속 마하 2 이상이 되면 극한적 열/공력조건에 의해 몇몇 주요 구성품이 구조적 및 열적으로 견딜 수 없는 부하를 받아 사용이 불가해진다. 이를 극복하기 위한 공기 흡입식 추진기관이 램제트 엔진이다. 램제트엔진은 압축기와 터빈을 사용하지 않고 흡입공기의 물리적 성질인 공기의 압축 성질과 흡입구의 형상을 이용하여 공기역학적으로 압축(램압축이라함) 시키므로 초고속 비행에 적합할 뿐 아니라, 압축기와 터빈을 사용하지 않기 때문에 높은 추력/중량비(약 20)를 가지는 반면에 가스터빈엔진에 비하여 연료 소모율이 크다. 램제트엔진은 가스터빈 엔진과는 달리 작동 특성상 초음속 비행에서만 유효 추력을 발생시킬 수 있어 이의 작동 가능속도까지 가속시켜주는 로켓 추진기관과 같은 부스터가 필수적으로 있어야 한다. 램제트 엔진도 약 마하수 4이상이 되면 엔진내의 공기 역학적 과부하로 인하여 성능 면에서도 연소효율이 크게 저하하여 이 이상의 속도에서는 사용이 불가능하다. 왜냐하면 램제트엔진은 아음속연소 엔진인데 극초음속에서 아음속으로 감속될 때 공기의 온도는 2000K 이상이 되므로 공기의 해리가 일어날 뿐만 아니라 연소에 의한 화염온도에 근접 또는 상회하므로 연소에 의한 화학 에너지를 발생시켜 추진에너지를 얻겠다는 추진 개념이 무의미하게 된다. 이러한 문제점을 타개하고 마하수 5이상의 더 빠른 비행속도를 가진 비행체에 적용하고자 개발되고 있는 공기흡입식 엔진이 스크램제트(Supersonic Combustion Ramjet) 엔진이다. 램제트엔진은 아음속에서 연소하는 반면에 스크램제트는 초음속에서 연소하므로 스크램제트엔진이라 명명되었다. 스크램제트 엔진은 연소실에서의 유동 속도가 초음속이므로 노즐목이 없으며, 동체의 형상을 이용하여 노즐 팽창부만으로 구성된다. 이 외에도 이들 각각의 특징을 살려 이들을 조합한 형태의 엔진인 복합엔진들도 개발되고 있다. 예를 들어, 터보제트와 램제

트의 조합인 터보램제트, 로켓과 램제트를 조합한 엔진, 터보 제트, 램제트 및 스크램제트를 조합한 형태의 복합사이클 엔진도 연구되고 있다.

현대전에서는 항공기와 미사일들이 갈수록 빨라지므로 신속 정밀 타격의 중대성이 요구되어 초고속 순항 중장거리 미사일의 요구가 증대된다. 또한 대지, 대함 등의 경우 예전에는 비행 고도를 낮게하여 상대의 레이더 포착에 노출되지 않는 저고도 아음속 순항 미사일이 사용 가능하였으나, 인공위성을 이용한 추적 시스템의 고성능으로 저속 순항 미사일의 입지가 줄어들고 있다. 따라서 상대에 노출되는 시간을 가능한 최소화하면서, 목표점에 신속 정확하게 도달하는 현대전에 적합한 초고속 추진 시스템에 대한 연구가 활발하게 진행되고 있다. 초고속 엔진이 정밀타격용일 뿐만 아니라 파괴력의 효과도 매우 크다. 종말 타격력은 속도의 제곱에 비례하므로 목표점에서 타격력이 크게 증가 된다 (115 kg급의 관통탄이 1350 m/s의 속도로 충돌 할 때 400m/s 속도의 2300kg급 GBU-28 폭탄의 효과).

램제트엔진의 효과적인 작동 영역은 고정 흡입구를 사용하는 경우는 마하수 1.8-3.0 정도이며 가변 흡입구의 경우는 마하수 5까지도 가능하고, 스크램제트엔진의 효과적인 작동 영역은 마하수 5-10 정도이다. 램제트엔진은 로켓엔진과 제트엔진에 비하여 개발 역사가 매우 짧으며, 램제트엔진에 대한 아이디어는 프랑스인 Rene Lorin에 의해 1913년에 발표되었지만 50년대 들면서 시제품이 나오기 시작하였다는 것은 그만큼 어려운 기술임을 반영하고 있다. 반면에 어려운 기술임에도 꾸준히 개발하고 있다는 것은 초음속 및 극초음속을 지향하는 미래 항공 기술의 여망에 부합되는 효과적 엔진으로 램제트/스크램제트엔진이 적합하기 때문이다.

본 논문에서는 램제트 엔진에 대한 기술로 국한하고, 후속 논문에서 스크램제트엔진에 대하여 기술하겠다. 램제트엔진의 범주에는 고체 연료를 사용하는 고체 램제트엔진, 농후연료(fuel rich) 고체 추진제 가스발생에서 발생하는 가스를 연료로 사용하는 덤티드로켓, 그리고 액체 연료를 사용하는 액체램제트 엔진이 있으나 최근에는 고체램제트를 적용하는 경우가 거의 없으므로 고체램제트에 관하여는 기술하지 않았다. 각 엔

진들에 대한 장단점이 있으나, 그중 액체 램제트 엔진이 가장 운용 범위가 넓다(Table 1).

2. 액체 램제트 엔진

액체 램제트 엔진의 기술을 보유하고 있는 나라는 서방 선진국(미국, 프랑스, 영국, 독일, 러시아 등)은 물론 동남아(일본, 중국, 대만, 인도 등), 중동(이스라엘) 및 아프리카(사우디아프리카)등지에 여러 나라들이 있다[Table 1]. 이들 나라 중에서 미국, 프랑스, 러시아의 기술이 가장 앞서고 있으며, 50년대 이후의 시제품을 시작으로 최근에도 좀 더 안정적이며 효과적인 램제트 엔진을 개발하기 위하여 연구하고 있다. 이들 중 미국의 대공 미사일 FASTHAWK과 다용도 정밀타격용 JSSCM, 프랑스의 대함 미사일 ANNG, 러시아의 다용도 미사일 YAKHONT 등에 사용된 기술이 가장 진보된 것으로 판단되어 이에 대한 기술 분석을 하였다.

2.1 미국의 FASTHAWK

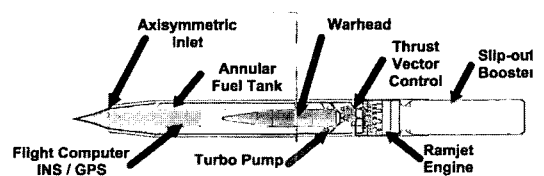


Fig. 2 Schematics of FASTHAWK (US)

FASTHAWK에 사용되는 엔진은 Naval Air Warfare Center에서 지대공 및 공대공 미사일에 적용하기 위한 저 비용, 고 신뢰도를 가진 초음속 엔진 개발의 일환으로 2005년을 목표로 연구되었던 순항 마하수 4, 항속거리 1260Km의 액체 램제트 엔진이다[2]. FASTHAWK는 날개가 없으며, 엔진의 몸체를 틀어(deflecting body) 추력 방향을 조정하는 것이 특이하며 기존 미사일에 비하여 외부 공기에 의한 항력이 매우 적다(Fig. 2). 수치해석은 KIVA-II와 VNAP2를 이용하여 dump형 연소실과 노즐에 대한 유동특성 연구를 하고, ABAQUS를 이용 구조해석을 수행하였다. 수류시험은 실물의 1/6 크기로 dump형 연소실 모델을 사용하여 연소실, 흡입구 및 인젝터 등에

의한 유동 패턴에 대한 연구를 수행하였다. 직접 연결식 실물 연소시험을 통하여 비행 프로파일에 따른 고도와 램제트 엔진 천이구역 및 순항 영역에서 연소시험을 수행하였다.

공기 역학적 인젝터(aerogrid fuel injector)는 연소 불안정화 문제가 발생되어 배제시키고, 연소관 벽면에 구멍을 내는 방식(perforated sheet)을 사용하였다(Fig. 3). 이러한 형태는 연소실에 공급되는 공기 흡입 위치를 가능한 연소실 앞으로 설치하여 공기의 연소실내 잔류시간(residence time)을 크게 해야 한다. 일부의 연료는 연소실 앞쪽에 있는 이차 흐름 영역에 주입 시킴으로 fuel-lean에서의 화염을 안정화하며, 인젝터에서 분출되는 연료 제트 주위로 확산화염(diffusion flame)이 독립적으로 생길 수 있도록 인젝터의 위치를 배치하여 농후연료 영역에서 화염이 안정되도록 하였다.

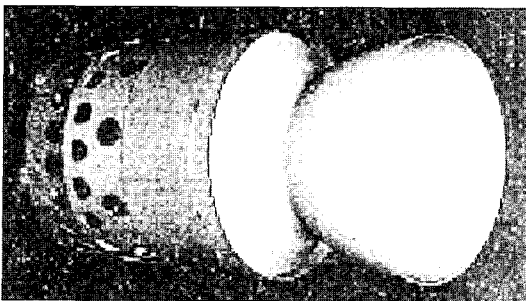


Fig. 3 The Combustor of FASTHAWK

일반적으로 dump combustor에서 화염 안정화를 만드는 커다란 이차 흐름 영역은 can형에서는 필수적이지 않는 것으로 나타났다. 냉각 장치는 막냉각(air film cooling)으로 연소실은 물론 노즐 내부로 흡입 공기를 지나가게 하여 엔진 전체를 냉각시키도록 하였는데, 이는 노즐에서 발생하는 열용력으로 노즐 구조체가 열변형(thermal plastic deformation) 되는 것을 방지하기 위함이다. 이를 위하여 흡입 공기의 6-10%의 공기는 연소실 냉각을 위하여 5%는 노즐 냉각을 위하여 사용하여 열차폐 장치도 없이 연소실 온도 2330K에서 장시간 엔진이 작동 가능하도록 하였다. 연소관 제작은 hydroforming, spinning, 그리고 laser cutting 기법으로 제작하였다. 추력 방향 조절을 위한 몸체의 움직임은

연소 효율, 화염 안정화 및 압력 손실에 아무 영향을 끼치지 않는 것으로 나타났다. 그러나 FASTHAWK의 개발은 엔진과 무관한 다른 문제(body tilting 제어로 추정)로 개발이 중단되고 HYFLY 개발 프로그램으로 전환되었다.

2.2 미국의 JSSCM

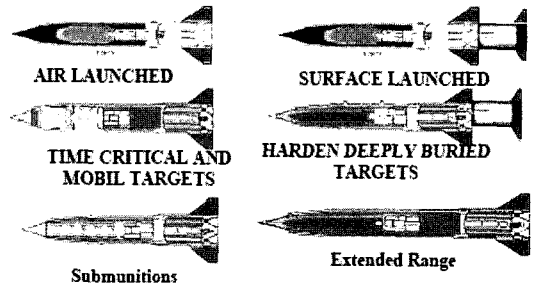


Fig. 4 Several Versions of JSSCM

JSSCM (Joint SuperSonic Cruise Missile)은 미 해군 주도로 700Km 이상의 사거리를 목표로 2002년에 선행 핵심기술연구가 승인된 사업이다. 각종 플랫폼(platform)에 탑재될 수 있게 계획된 것으로 임무및 요구사항은 다양하지만 램제트 엔진의 작동개념은 동일한 통합 IRR 형이다(Fig. 4 & 5).

첫 번째 줄에 있는 유도탄은 단순한 지상 표적을 위하여 현재 토마호크 미사일에 쓰이는 개래식 고폭탄두를 탑재한 형태이며, 오른쪽은 왼쪽의 공중발사용과 달리 지상 혹은 수상발사용으로 공중발사 때에 탑재 항공기의 속도를 얻는데까지 필요한 에너지를 공급하는 별도의 부스터가 장착되어 있다. 중간줄에서 왼쪽은 이동표적용으로 탄두는 분산자탄의 형태로, 오른쪽은 견고 지하시설을 격파할 수 있도록 침투탄두를 장착한 모습이 보인다. 맨 아랫줄 왼쪽은 보다 작은 분산자탄을 장착하고 있으며, 마지막 오른쪽은 보다 먼 거리를 날 수 있도록 연료 공간을 더 확보한 형태를 보이고 있다.

Figure 5의 왼쪽 그림에서 그레인은 hollow port- case bonded형, 후방점화를 사용하고, 노즐부를 정확히 파악할 수는 없으나 노랑색은 부스터 노즐 또는 후방장치의 지지물 탈착을 위하여 복잡하게 구성되어 있는 것으로 추정된다.

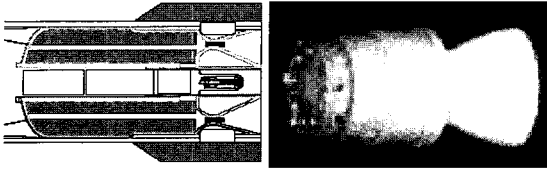


Fig. 5 Schematics of JSSCM Ramjet Engine

오른쪽 그림에서는 FASTHAWK와 같이 연소실 벽면에 구멍이 뚫어져 있는 것으로 보아 막냉각과 식마냉각이 혼합 적용되었거나, 아니면 부스터 작동 후 램제트 작동 직전에 부스터에서 사용된 탄성 내열재가 제거되거나 할 것인데, 이에 대하여는 추가적으로 확인이 필요한 부분이다.

23 프랑스의 ANNG

프랑스는 1913년 램제트엔진의 개념을 세계 최초로 고안하여, 여러 단계의 액체 램제트엔진을 개발하였다. 1986년 비행기 장착용 ASMP의 성공적인 개발은 ASMP-C, ASLP, ANS, ANNG의 개발로 이어졌다.

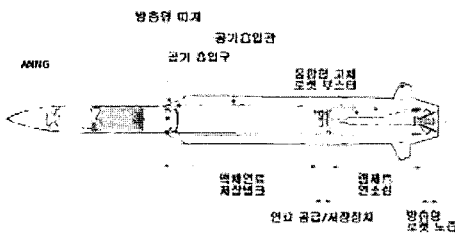


Fig. 6 Schematic of ANNG (Europe)

본 논문에서는 Aerospatiale에서 개발한 ANNG의 공대함 미사일에 대해 분석하였다. ANNG 미사일은 2개의 흡입구를 가지고 있으며 노즐 분리형 integrated rocket ramjet(IRR)형 엔진을 장착하고 있고 Exocet발사대에서 운용될 수 있도록 개발하고 있다.(Fig. 6). 비행 자세와 고도에 대한 영향을 받으나 네모형태의 흡입구를 2개로 하고 연소실 입구인 흡입구 끝에 두 개의 마름모형태의 흡입공기 guide 판을 설치하

여 그 영향을 최소화하고자 하였다. 부스터에서 램제트 엔진 작동으로의 천이 과정에서 흡입구 방출형 마개, 연소실과 흡입구의 분리판 (그림에는 나타나 있지 않음)과 부스터용 노즐이 분리되어야 한다. 연료는 JP-5 또는 JP-10 (standard kerosene)을 사용한다. IRR 시스템의 장점은 한 개의 연소관이 로켓 부스터와 램제트 엔진의 연소관으로 동시에 사용되기 때문에 엔진 시스템이 간단하고 부스터에서 램제트엔진으로의 천이 과정에서의 분리 시스템도 상대적으로 간단하고, 천이를 위한 소요 시간이 짧다는 장점을 지니고 있으나, 천이시 램제트엔진의 연소 불안정의 발생 가능성이 높다는 단점이 있다. 이는 부스터 그레이인을 연소관에 접착시키기 위한 라이너와 열차폐 단열 고무가 부스터 연소 말기에 타기 때문에 이로부터 발생하는 잠열에 의해 램제트 연료가 원하지 않는 시점과 위치에서 연소되는 것인데, 이에 유의해야 한다. 그렇다고 연료 분사 시점을 너무 늦게 하면 화염 안정구역 및 점화 구역에 충분한 연료가 공급되는데 까지 시간이 많이 걸리게 된다[3]. 미국 Chemical Systems Div. (CSD) 과 Marquardt사에서 각각 독립적으로 ASALM (Advanced Strategic Air-Launched Missile)용 램제트 엔진을 개발하였는데 두 회사 모두 단열 고무 재료로 실리콘 고무와 플라스틱 재료를 사용하였으나, 공기와 연료의 일차 혼합 구역에서 발생하는 강한 난류에 의해 단열재를 파열시키는 현상을 발견하였다. 이를 극복하기 위해 CSD사는 spin-wrap 방식의 실리콘 고무를 사용하고, Marquardt사는 steel mesh reinforcement ribbon을 이용한 retention 시스템을 사용하여 이를 극복하였다 [4]. 흡입공기 덕트가 연소실 측면 벽으로 연결되어 있기 때문에 여러 개의 이차 흐름영역이 발생되므로, 각 이차 흐름의 크기와 연소 안정에 대한 연구가 수행되었다.

24 러시아의 YAKHONT

램제트엔진을 제일 먼저 그리고 가장 다양하게 미사일에 적용한 러시아는 램제트엔진에 있어서는 가장 앞선 기술 개념을 가지고 있다. 세계 시장 무대로 개발된 러시아 NPO의

YAKHONT는 다양한 발사 시스템과 다양한 목표물에 적용 가능한 유도 무기 최초의 universal system (즉, 지대공, 지대함, 지대지, 함대공, 함대지, 함대함, 공대지, 공대함, 공대공, 잠대지, 잠대함, 잠대공에 모두 이용 가능)이며, 순항 마하수는 2.5, 비행거리는 300Km 이다(Fig. 7).

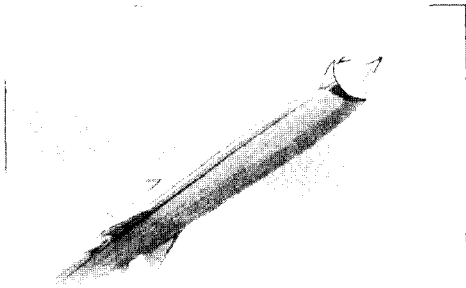


Fig. 7 YAKHONT Ramjet Missile

램제트엔진은 동축 엔진으로 삽입부스터(inserted booster)를 사용하는 러시아 고유의 모델이다. 삽입 부스터의 사용은 부스터를 분리시키는 방식이 고난위도의 기술이지만 램제트엔진의 작동 측면에서는 매우 좋은 부스팅 방식이다. 램제트 엔진의 연소관 내면에 효과적인 냉각 시스템을 사용할 수 있을 뿐 아니라, ANNG의 경우처럼 인슐레이션에 의한 불안정한 연소 현상도 배제할 수 있고, 화염 안정화 장치와 연료 분사 인젝터의 위치를 다양하게 배치할 수 있다. 그러나 앞서서도 지적했듯이 부스터 분리 미체니즘이 복잡하므로 이에 대한 기술이 확보되어야 한다. 러시아에서도 이에 대한 집중적인 연구를 하였다[5]. 또한 가변노즐을 적용하고 있는데 이는 비행 속도와 자세에 따라 노즐목을 가변적으로 움직일 수 있도록 하여 탈 설계점에서 발생할 수 있는 buzz 발생을 억제할 뿐아니라, 흡입구의 압력 손실을 조절(연소실의 압력 조절은 흡입구에서 발생하는 terminal shock의 위치를 바꿀 수 있음)할 수 있다. 이러한 삽입 부스터와 가변 노즐 방식의 적용은 램제트엔진의 작동 범위를 매우 넓게 할 수 있는데, 이는 YAKHONT의 램제트엔진이 동축 엔진임에도 복합 다용도로 적용할 수 있는 주요 기술이다. 연료는 등유(kerosene)를 사용하였다.

3. 덕티드로켓

액체램제트 엔진의 문제점으로는 액체연료를 사용함에 따라 연료공급 계통 즉 연료공급장치, 배관, 밸브, 연료분사기 등이 필요하다는 것과 미사일의 급격한 가속이나 선회에 따른 고가속도에서 화염 유지가 매우 어렵다는 것이다. 또한 램제트 비행체가 고고도 비행 항공기로부터 발사되는 경우에는 연료가 극히 저온으로 되고 엔진 내부가 저압력으로 되기 때문에 근접 전투상황에서는 성능저하가 불가피하다.

이러한 문제점을 해결하기 위해 등장된 것이 가스제너레이터에서 고체 추진제를 1차적으로 연소(농후연료연소)시키고, 공기를 흡입해서 완전연소를 하는 로켓+램제트의 원리가 고안되었다. 액체램제트에 비하여 연료 공급 계통이 매우 간단하며, 1차 연소실에서는 외부에서 유입되는 흡입공기에 상관없이 보임이 되므로, 고고도와 고기동을 요하는 미사일에서도 적용가능하다는 장점이 있다. 반면에 일정량의 산화제를 탑재해야하고, 1차 연소실의 열부하를 극복하여야하므로 장거리 미사일에는 적합하지 않고 중단거리에 용이하다(Table 1).

덕티드로켓을 처음 미사일에 적용한 나라는 냉전하의 구소련이었다. 1967년 11월 붉은 광장의 군사 퍼레이드에 공개된 SA-6 Gainful 덕티드 미사일은 당시 그 개발에 관한 정보가 없었으며, 서방측에서는 이를 액체 램제트를 탑재한 지대공 미사일로 간주 되었다. 1973년 제4차 중동전쟁에서 이집트 상공을 비행하던 이스라엘 전투기가 여러차례 요격되고, 조종사로부터 미사일은 항공기의 선회 성능보다도 우수하여 어디까지라도 추격해 와서 도저히 피할 수 없었다는 증언이 나왔다. 서방측 전문가로서는 이를 이해할 수 없는 상황이었다. 전쟁 종료후에 이집트로부터 접수한 SA-6 미사일의 실물 엔진을 조사하고서야 미국 기술자들은 액체 램제트가 아니고 덕티드로켓임을 알게 되었다.

급속입자를 사용하는 덕티드로켓은 온도가 3,000도 이상 되는 급속 미립자와 고온의 가스가 공기와 혼합하여 연소하므로 연소가 안정화되며, 고열량을 방출하므로 미사일의 고기동 및 선회운동이 엔진의 연소 불안정과 추력저하에 영향을 주는 일

은 저장된다. 현재에는 고체 램제트의 이점은 살리면서 가스발생량을 조절하는 개념의 유량제어형 덕티드 로켓 (VFDR: Variable Flow Ducted Rocket) 개념이 적용되고 있다. 가스발생기 연소실의 출구에 단순한 개폐식 밸브를 부착하여 유량조절을 구현한다. 즉 밸브를 닫게 되면 압력이 증가하고 연소 속도가 증가하여 가스 발생량이 증가하고, 역으로 밸브를 열 경우 가스 발생량이 감소하는 원리를 적용하는 것이다.

3.1 미국의 덕티드 로켓

미 공군은 1993년에 들어서, 고체추진기관을 사용하는 AMRAAM(Advanced Medium Range Air to Air Missile)의 후계로서 차기 중거리 공대공 미사일에 대폭적인 사거리 연장(기존의 3배인 250km) 조건을 부과하여 100회 이상의 무노즐 부스터 시험 수행하였으나 F-22 전투기의 개발을 스텔스화에 중점을 두기 위해, 미사일을 기체 동체내에 격납하는 방식으로 미사일을 탑재하여 스텔스성을 고려함에 따라 덕티드 로켓의 개발을 중단하였다. 그 이후 2000년에 GQM-163A Coyote(MARC R282, Fig. 8)라 불리는 Supersonic Sea Skimming Target(SSST)의 개발 프로그램(해면 고도에서 비행마하수 2.5이상, 사거리 100km 이상)이 착수되어 2005년 4월에 full scale 비행시험을 하였다. 분리형 부스터를 채택(Fig. 9)하고 유량조절은 Goodrich사에서 개발한 선형 전기기계 가압기 (Linear Electro-mechanical Actuator)를 사용하였다. 또한 Aerojet은 2002년에 High-Speed Anti-radiation Missile Demonstration(HSAD: MARC-R290, Fig. 10, 11) 프로젝트(추진기관, 기체와 조종까지 개발)를 계약하였으며, SSST와는 달리 HSAD는 IRR이며 HARM의 대체용으로 3.5년만에 개발을 목표로 2005년에 비행시험을 하였다. 밸브 가압 장치는 SSST와 같이 Goodrich사가 참여하였다.

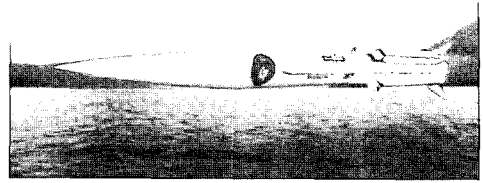


Fig. 8 Aerojet's SSST

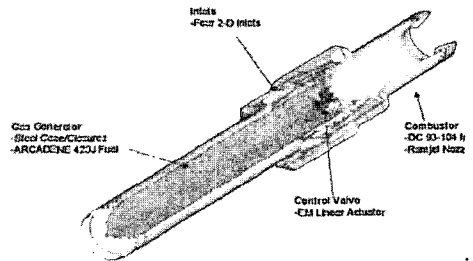


Fig. 9 Schematics of SSST Propulsion System (VFDR)

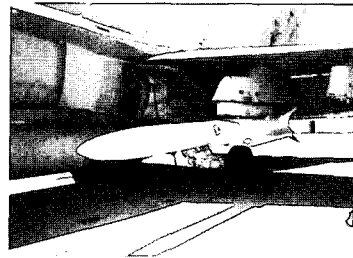


Fig. 10 Aerojet's HSAD

HSAD MARC - R290 VFDR engine

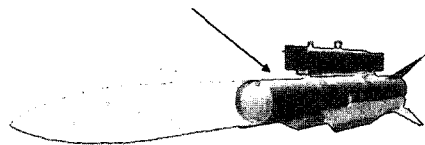


Fig. 11 Schematics of Aerojet's HSAD (VFDR)

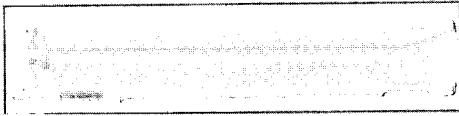


Fig. 12 Schematics of HSAD Nozzleless Booster

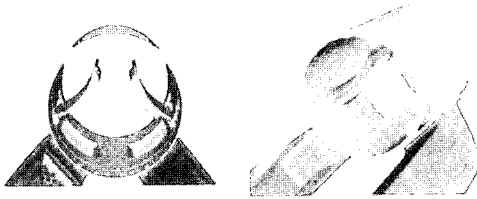


Fig. 13 Schematics of HSAD Port Cover

SSST와는 달리 무노즐 부스터가 적용되었는데 실리카 페놀 램제트 노즐, 연소관은 D6AC 강 단조품, 부스터 그레인 은 Reduced Smoke Class 1.3 추진제를 사용하였다(Fig. 12).

특이 사항으로 공기가 연소실로 흡입되는 port cover는 파열형 대신에 개폐형을 사용하고 있다는 점이다(Fig. 13). 연소실에서의 유동 과 연소 안전성의 상관관계를 이해하기 매우 어려우며, 열부하에 의한 port cover의 내구성도 매우 조심스럽게 확인되어야 할 것으로 판단된다.

3.2 유럽의 덕티드로켓

동종의 미사일을 유럽 전체에 사용할 수 있는 Euromissile의 개발 제안이 있어, 미국을 포함한 다국적기업에 의해 개발하도록 하는 결정이 1999년 5월에 있었다. 이 Euromissile 탑재용 엔진의 제안에는 프랑스 ROXEL사의 액체 램제트, Bayern-Chemie & Protac사의 유량제어형 덕티드 로켓, 미 공군이 개발중인 CSD사의 유량제어형 덕티드 로켓 등이 참여하여 수주경합을 벌였다. 결과적으로는 Bayern-Chemie & Protac사가 제안한 유량제어형 덕티드 로켓(Meteor)으로 결정이 되었다. Meteor(BVRAAM)는 Throttleable Ducted Rocket(TDR)이며 gas generator를 사용하고 직경 178mm, 길이 365cm, 중량 185kg, 2개의 inlets을 가지고 있으며 nozzleless 부스터에

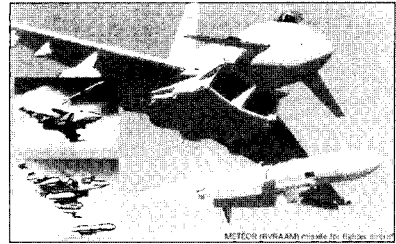


Fig. 14 Meteor

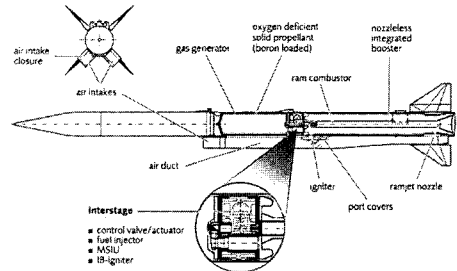


Fig. 15 Schematics of Meteor (BVRAAM)

smoke reduced 추진제를 사용한다. 그레인은 열 팽창 수축을 고려하여 그레인 앞쪽이 파여 있으며 점화기와 그레인 사이의 거리는 10mm이다 (Fig 15). 사거리는 100km이고 속도는 마하수 4.0이며 공대공 및 공대지로도 사용가능하다. 900m 길이의 rail에서 부스터 가속시험을 했으며 부스터는 그 가운데서 연소한다. 가스발생기의 방출 가스의 양 조절은 기계적 방식의 레귤레이터 1개를 사용하며, 흡입구의 위치가 아래에 물려있으므로 가스의 주입부가 흡입구 쪽으로 아래로 내려오게하여, 공기와의 혼합을 좋게 하였다. 가스제너레이터의 추진제는 보론 40%를 함유하고 있다. 가스발생기의 밸브는 solenoid 타입이 아니고 기계식과 유압식이 혼합된 (mechanical and hydraulic combined) 타입이며, 포트커버의 재질은 알루미늄이며, 기계적인 작동으로 개폐를 하며 연소시 타서 없어진다. 내면에 내열고무로 되어있어 부스터 연소시 녹지 않으며 부스터 연소시 연소실 내부와 흡입통로의 압력차이는 알루미늄판의 복잡한 구조로 해결하고 있다.

4. 램제트 엔진 개발을 위한 소요기술 분석

앞 절에서 최신 램제트엔진에 사용되는 기술들을 살펴보고, 이제는 각 부품별 요소 특징들에 대하여 기술한다.

4.1 액체램제트엔진

1) 흡입구

흡입공기를 램압축시키기 위한 코어의 형상은 흡입공기의 충격파 발생으로 인한 전 압력 손실을 최소화하여야 한다. 이를 위하여 코어의 형상을 다단계 압축 램프를 사용하는 것이 효과적이며 엔진의 크기와 비행속도 및 비행고도에 따라 결정된다. 그런데 압축 램프에 대한 전압력 회복율은 비행 마하수 및 압축 램프의 변위각에 따라 크게 바뀌기 때문에 최적 설계점 뿐 아니라 탈 설계 영역에서의 성능 특성이 크게 나빠지지 않도록 흡입구를 설계하여야 한다[6]. 이를 개선하기 위해서 가변 압축 램프가 매우 효과적이거나 엔진의 크기가 작거나 비행 마하수가 넓지 않은 경우 가변 압축 램프의 사용이 오히려 시스템을 복잡하게 하여 비효율적일 수 있다. 램제트에서는 적용된 사례는 없으며, 반면에 스크램제트는 이중모드로 사용하고 있다. 또한 흡입구의 최소 면적(흡입구 목 면적)은 최소 비행 마하수에 맞추어 Buzz 현상에 둔감하도록 설계하여야 하는데 이는 흡입구에서 충격파에 의한 압력 섭동과 연소실에서 난류화염에 의한 음파와의 간섭에 의한 압력 진동과 연계하여 해석되어야 한다.

아음속 디퓨저의 설계 포인트는 종말 충격파의 움직임(terminal shock train)을 가능한 흡입구 목 근처에서 일어나도록 하는 것과 흡입공기의 흐름 박리를 최소화하도록 하여야 하는데, 이는 흡입구 목을 완만하게 하고 디퓨저의 내부 곡면의 변화를 가능한 작게 하도록(약 7-10도) 설계하여야 한다[7]. 흡입구에서 종말 충격파의 진동에 의한 경계층 섭동과 공기흐름 박리로 인하여 비정상 와류가 발생하는데, 이는 압력 손실을 유발시킴으로 설계시 디퓨저에서 발생하는 압력 손실을 감안하여야 한다. 이에 대한 특성을 도출하기 위하여 많은 연구들이 수행되어왔으며 [8-19], 디퓨저에서 약 5%의 압력 손실이 일어나는 것으로 알려졌다.

2) 연소실

램제트 엔진의 화염 안정화를 위해 수많은 연구들이 진행되어 왔다[19-28]. 주로 저주파 영역(250Hz이하)에서 발생하는 축방향 연소 불안정 모드는 엔진 전체와 공명을 일으켜 엔진 작동에 치명적일 수 있으며, 압력을 소산시키는 미케니즘이 어려울 뿐 아니라, 수직 충격파를 흡입구 밖으로 밀어내기 때문이다. 이러한 현상은 흡입구와 연소실을 격리시키기 위한 장치가 없기 때문에 발생하는 램제트 엔진의 고유 특성이다. 이러한 악조건을 극복하기 위하여 흡입구에서 경계층을 흡입하여 디퓨저의 흐름박리 영역으로 분사시켜 buzz현상도 없애고 수직 충격파의 shock train의 영역도 좁게하는 방법이 있다. 앞 절에서 언급하였듯이 흡입구로 들어오는 공기의 양은 비행자세와 비행 고도에 따라 많이 변화하기 때문에 비행 중에 공연비(공기 대 연료 혼합비율)가 크게 바뀌므로 다른 엔진에 비해 더욱 광범위한 화염 안정 영역을 확보하여야한다. 이를 위하여 러시아의 YAKHONT는 연소실 앞쪽에 있는 이차 흐름 영역에 fuel rich gas를 주입하고, 연소실 내부에 또 다른 연료공급 인젝터를 설치하는 방법을 사용하였으며, 미국의 FASTHAWK는 구멍이 있는 can combustor를 이용한 multi-diffusion flame, 프랑스의 ANNG는 연료와 공기의 혼합비 및 연료의 액상 분율을 조절하여 연소관 앞쪽의 이차흐름영역과 연소실 측면에서 이차흐름에 유입되는 양을 조절하는 방법이 이용되었다. 냉각 방식은 엔진의 작동 시간과 사용되는 부스터의 형식과 밀접한 관계가 있다. 보통의 IRR 미사일과 짧은 연소 시간용 엔진에는 삭마냉각 내열재를 사용한다. 반면에 삼입형/분리형 부스터 및 장시간 연소 엔진에서는 막냉각(film cooling) 방법을 사용한다. 삭마냉각 내열재료(실리카 페놀, 카본 페놀 등)를 사용하는 경우에는 램제트로 친이시 점화 특성을 유의하여야하며, 반면에 막냉각시에는 공기 유입량과 위치를 조절하여 막냉각 성능을 유지하되 연소 효율을 최대도 하여야하는데, 어느 냉각 시스템을 사용하든 연소실 단면적을 최대로 하여 최대의 추진력을 얻도록 해야 한다.

3) 연료 공급/조절 /분사 장치

3.1) 연료 공급장치

연료공급장치는 두 가지 방식이 있는데, 1) 압축 가스에 의한 방식과 2) 터보펌프를 이용하는 방식이 있다. 전자의 경우는 장기간 저장성이 우수하지만 연소실 압력과 연료탱크 안의 압력 차이를 이용하여 연료를 공급하므로 비행 고도와 속도의 변화가 심한 경우와 장시간 운용되는 램제트 엔진에 적용하기에는 적당치 않다. 반면에 압축에 적합치 않은 형태의 연료 탱크를 사용하거나, 장거리 비행, 또는 비행 프로파일이 다양한 경우에는 터보 펌프를 사용하는 것이 좋다. 이 경우에는 흡입구로 들어오는 공기의 약 1-2%를 동력원으로 사용하는 air turbo pump (ATP)가 이용된다[29]. 따라서 장기 저장성, 부식성의 문제가 있을 수 있으나 장거리 비행과 비행 프로파일이 다양하다라도 시스템의 크기가 크게 변하지 않으며, 작고 가볍다는 장점이 있다(위에서 소개된 최신 액체램제트엔진에도 ATP가 사용됨). 그러나 램제트 엔진에 사용되는 ATP는 흡입구로 유입되는 빠른 공기 속으로 연료가 침투할 수 있도록 연료 분출 압력이 높아야 하며, bladder의 재질은 방수성, 부식성, 내열성, 연료 배출 효율이 뛰어나야 한다(때론 금속재료 사용).

3.2) 연료 분사 시스템

모든 비행 조건에서 광범위하게 안정되면서 최적의 연소 효율(약 90% 이상)을 발휘하는 분사 시스템은 근본적으로 경험적인 문제이나, 인젝터의 형상, 위치, 분사 방향 등을 조절하여 그 목적을 달성해야 한다. 일반적으로 동축 흡입구인 경우, 연료와 공기가 완전 혼합되어 연소실에 들어가도록 인젝터의 위치(약 1m 전방)와 형태를 정하며, 측면 흡입구인 경우는 연료가 완전히 기화되지 않고 일부는 액적 상태로 재순환 영역으로 들어가도록 하여 연소 불안정에 강건하도록 한다. 프랑스에서 개발중인 RASCAL 프로그램에서는 약 50개의 인젝터를 각각 on/off 제어 기술을 연구하고 있다.

3.3) 연료

액체 연료 선정시 고려되어야 할 여러 요건들

(높은 발열량, 높은 체적 질량, 저압에서의 연소 안정, 낮은 점도, 적당한 발화점(일반적으로 낮은 발화점이 좋으나 함상발사 처럼 안전문제가 심각한 경우에는 높은 발화점), 낮은 빙점, 추적 방지를 위한 배기가스 성분배제, 우수한 저장성, 낮은 침전성, 무독성)들이 있는데, 그동안 많은 연구 결과 세가지 계열(탄화수소 계열-Kerosene, JP1, JP5, 합성 화학 물질 계열-RJ4, RJ5, JP9, CSD15T, 현탁 gel 계열-AK 70-30, BK 55-45)의 연료가 개발되었다[30]. 탄화 수소계열은 저온에서 점도가 낮으나 발열량이 낮고, 합성 화학물질 계열은 탄화수소 계열보다 발열량과 밀도는 높으나 저온에서의 점도가 높다는 단점이 있다. 현탁 gel연료는 가장 높은 발열량과 높은 체적 질량을 가지고 있으나 침전성과 점도가 높다는 단점이 있다. 물론 각 계열에 속한 연료들 간에도 다른 특성을 가지고 있으므로 적용 체계(비행기 탑재용-JP1, JP9, 함상용-JP5, RJ4)에 적당한 연료를 선택해야 한다[31].

4) 추진제어

흡입구와 연소실에서 발생하는 압력섭동이 직접적으로 상호 간섭을 일으킨다는 점이 램제트 추진시스템의 고유 특성이며 이를 제어하는 기술은 엔진의 성능은 물론 작동 여부를 보증하는데 있어서 매우 중요한 기술이다. 이를 위하여 흡입구에서 발생하는 공기유량, 분포 및 종말 충격파(terminal shock)를 감지하고, 연소실의 화염 섭동에 의한 압력진동 및 음향 모드를 감지하여 예상되는 비행경로 및 비행자세에 부합할 수 있도록 추력을 제어해야 한다. 이를 위하여 Closed-loop 제어 시스템을 통한 천이구간에서 엔진 안정성 및 조종성, 순항에서 종말 유도까지 외란으로부터의 안정성 확보해야 한다. 그러나 실질적으로 제어가능한 변수가 연료조절(일반적으로 연료조절 시스템이 2-3개의 그룹으로 단순화되어 있으므로 다양한 연료조절을 할 수 없음)과 노즐목 조절 정도이므로 나타나는 현상의 복잡성[19]에 비하여 제어 가능 변수가 매우 부족하다는 점을 감안하여 제어 로직의 구성과 이를 하드웨어적으로 구현하는 기술이 필수적으로 요구된다.

4.2 덕티드로켓

액체 램제트에 비하여 간단한 구조와 화염안정화에 용이한 덕티드 로켓은 1차연소실의 가스 발생기 추진제의 연소 안정 및 비추력 증가와 2차 연소실로의 1차연소 가스 공급이 주요 기술이라 할 수 있으며 이에 대하여 기술하고, 흡입구 및 열차폐분야는 액체램제트에 기술된 내용과 동일하므로 여기에서는 생략한다.

1) 가스발생기

농후 연료를 사용하는 가스발생기(1차 연소)는 두가지의 관점에서 금속연료를 다량으로 사용한다. 1) 가스발생기의 좁은 공간에서 안정된 연소를 도모하면서 높은 열량을 발생시키기 위하여, 2) 1차연소후 램제트 연소실에서 흡입공기와 혼합되어 2차연소를 해야하는데 램제트 연소실에서의 유속이 고체 로켓에 비하여 상당히 빠르면서 열량 소모율이 크므로 높은 열량을 발생시키고자 금속 연료를 많이 사용한다. 그중 고밀도(2.22 g/cc)인 보론(Boron) 입자(단위 체적 당 열량: 131 MJ/l)를 널리 사용한다. 비행고도에 따라 2차 연소실(램제트 연소실)의 압력이 많이 변하게 되므로, 광범위한 압력 변화에도 화염유지가 잘되면서 고도 변화에 따라 많은 양의 가스 공급이 조절되어야하므로 연소속도 지수가 높은 것이 바람직하다. 2차 연소실의 압력 변화가 1차 연소실에서의 가스발생기량에 영향을 받지 않게 하기 위하여 가스 공급부를 chocking 시키면 가스발생량이 고도에 관계 없이 일정할 수는 있으나, 흡입공기량과 무관하게 1차 연소가스가 공급되면 고도와 비행자세에 따라 공연비가 매우 달라지게 되므로 탈 설계영역에서 연소 효율이 급격히 떨어지게 되므로 주의하여야 한다.

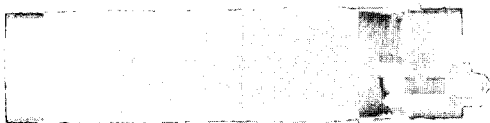


Fig. 16 Schematics of Gas Generator

후미 연소(end burning)를 사용하는 경우 일반적으로 연소면이 cone형으로 발생되는데 일반 고체 추진기관에 비하여 장시간 작동하므로 콘형상이 연소기간중 변하지 않도록 열차폐와 그레인 연소면에서 발생하는 탄성내열재와 추진제간의 migration에 의한 연소속도 변화가 고려되어야 한다.

2) 가스공급조절 장치

가스 공급량의 조절은 plunger가 담당하는데 앞에서도 언급하였듯이 chocking 과 unchocking 의 조종, 2차연소실에 고른 가스를 분사하기위하여 shower head의 개념을 사용하고 있다. 장시간 고열에 노출되는 열적으로 매우 취약한 부분이며, 가스발생기에서 공급되는 금속 분말이 head에 쌓여있게 되면 열전도도가 급격히 증가되어 파열될 수도 있는 부품이다.

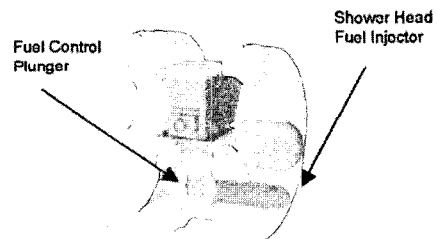


Fig. 17 Schematics of Gas Supply and Control system

5. 결 론

선진국에서는 램제트에 대한 많은 연구가 진행되어 왔으며, 새로운 개념의 램제트를 개발하고 있다. 이는 램제트엔진의 기술이 초음속/극초음속 순항 미사일의 엔진으로 적합할 뿐 아니라, 램제트 추진기술 확보가 미래 추진 시스템의 선도적 역할을 하기 때문이다. 효과적인 램제트엔진의 개발을 위하여 이미 연구된 다양한 연구결과를 바탕으로 수치해석 및 실험을 통하여 통합 설계/해석이 이루어지고 있다. 기존 연구결과를 바탕으로 반 실험식과 수치 해석을 통해 램제트의 설계 방향을 설정하고, 엔진의 구성품 단

위(흡입구, 연소실 등)의 유동 가시화 시험을 통하여 각 구성품의 성능 특성을 도출하고 이를 기반으로 실물 크기의 엔진에 대한 실험과 수치 해석으로 최종 설계에 이른다. 그러나 실물 크기의 램제트 엔진을 다양하게 시험할 수 있는 시험시설은 매우 고가이므로, 단품 및 모사 시험과 수치해석을 이용하여 전체 엔진의 성능을 도출하는 기술 확보가 요구된다. 램제트엔진은 흡입구의 형상에 의해 발생하는 흡입구 내의 압력과 연소실의 작동 압력의 상관관계로 엔진 자체가 스스로 엔진 작동 영역을 찾아가도록 설계되어야 하므로 엔진 작동 특성의 미케니즘에 대한 정확한 이해와 이에 상응되는 기술이 요구되며, 램제트는 슬러리연료를 사용한 추진력 증대, 스크램제트는 흡열연료를 사용한 내열 문제 해결, 광범위 비행 마하수를 만족하는 이중 램제트와 이중모드 램제트 형태의 실용성 향상 및 복합 사이클의 응용이 최신 기술 방향이라 판단된다.

참 고 문 헌

1. Calzone, R.F., "Development in missile ramjet propulsion," PML-1996-A100, 1996
2. Naby, J., Hudson, P., and Loundagin, J., "Developmental Testing of the Fasthawk Combustor," AIAA 99-0431, 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibition, 1999
3. H.-G. Sung, H. Hsieh, and V. Yang, A Unified Analysis for an Integrated Rocket Ramjet Engine : Part I. Transition from Rocket Booster to Ramjet Sustainer, AIAA 2001-3460, 2001
4. "New Insulation Technique For Ramjet Engines Tested" Aviation Week & Space Technology, pp. 175-176, April 27, 1981
5. Sosounov, V., "Research and Development of ramjet/ramrockets Part II. Interfuel ramjets," AGARD-LS-194, chapter5, 1994
6. 성홍계, "액체 램제트엔진의 성능 설계 기법", 2001한국군사과학기술학회 추계학술대회 논문집, pp.528-532, 2001
7. Borisov, Invited lecture, 2001
8. Chen, C. P., Sajben, M., and Kroutil, J. C. (1979), Shock-Wave Oscillations in a Transonic Diffuser Flow, AIAA Journal, Vol. 17, pp.1076-1083
9. Bogar, T. J., Sajben, M., and Kroutil, J. C. (1983), Characteristic Frequencies of Transonic Diffuser Flow Oscillations, AIAA Journal, Vol. 21, pp.1232-1240
10. Bogar, T. J., Sajben, M., and Kroutil, J. C. (1985), Response of Supersonic Inlet to Downstream Perturbations, J. Propulsion and Power, Vol. 1, pp.118-125
11. Bogar, T. J. (1986), Structure of Self-Excited Oscillations in Transonic Diffuser Flows, AIAA Journal, Vol. 24, pp.54-61
12. Salmon, J. T., Bogar, T. J., and Sajben, M. (1983), Laser Doppler Velocimeter Measurements in Unsteady, Separated, Transonic Diffuser Flows, AIAA Journal, Vol. 21, pp.1690-1697
13. Sajben, M., Bogar, T. J., and Kroutil, J. C. (1984), Forced Oscillation Experiments in Supercritical Diffuser Flows, J. AIAA, Vol. 22, pp.465-474
14. Sajben, M., Bogar, T. J., and Kroutil, J. C. (1985), Experimental Study of Flows in a Two-Dimensional Inlet Model, J. Propulsion and Power, Vol. 1, pp.109-117
15. Culick, E. C. and Rogers, T. (1983), The Response of Normal Shocks in Diffusers, AIAA Journal, Vol. 21, pp.1382-1390
16. Yang, V. and Culick, F. E. C. (1986a), Analysis of Low Frequency Combustion Instabilities in a Laboratory Ramjet Combustor, Combustion Science and Technology, Vol. 45, pp.1-45

17. Yang, V. and Culick, F. E. C. (1986b), Nonlinear Analysis of Pressure Oscillations in Ramjet Engines, AIAA Paper 86-0001
18. Oh, J. Y. (1994), Numerical Study of Steady and Oscillatory Flow Structures in an Axisymmetric Supersonic Inlet, Ph.D. Thesis, The Pennsylvania State University, University Park, PA
19. H.-G. Sung, H. Hsieh, and V. Yang, A Unified Analysis for an Integrated Rocket Ramjet Engine : Part II. Combustion Dynamics of Ramjet Engine, AIAA 2001-3192, 2000
20. Schadow, K. C., Crump, J. E., and Blomshield, F. S., Combustion Instability in a Research Dump Combustor: Inlet Shock Oscillations, Proceedings of 18th JANNAF Combustion Meeting, 1981
21. Abouseif, G. E., Keklak, J. A., and Toong, T.Y., Ramjet Rumble: The Low Frequency Instability Mechanism in Coaxial Dump Combustors, Combustion Science and Technology, 1984, pp.83-108
22. Yang, V. and Culick, F. E. C., Analysis of Low Frequency Combustion Instabilities in a Laboratory Ramjet Combustor, Combustion Science and Technology, Vol. 45, 1986, pp.1-45
23. Yang, V. and Culick, F. E. C., Nonlinear Analysis of Pressure Oscillations in Ramjet Engines, AIAA Paper 86-0001, 1986
24. Menon, S. and Jou, W.-H., Large-Eddy Simulations of Combustion Instability in an Axisymmetric Ramjet Combustor, Combustion Science and Technology, Vol. 75, 1991, pp.53-72
25. Menon, S., Active Combustion Control in a Ramjet Using Large-Eddy Simulations, Combustion Science and Technology, Vol. 84, 1992, pp.51-79
26. Jiang, T.L. and Shen, C.-H., "Effects of Fuel-Injection Parameters in a Side-Dump Ramjet Combustor" AIAA 98-3214, 1998
27. Grohens, R., Lavergne, G., Dufour, E., and Barthelemy, A., "An Innovative Numerical Method for Global Performance Prediction of Ramjet Combustion Chambers," AIAA 2000-3345, 2000
28. Yu, K., Pang, B., and Hsu, O., "Implementing Active Combustion Control In Propulsion Systems," AIAA 2001-3849, 2001
29. Cazin, P., "Les Statoreacteurs A Combustible Liquide," AGARD-LS-136, Chapter 5, 1984
30. Coordinating Research Council, Inc, "Handbook of aviation Fuel Properties," 1983
32. 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
34. Waltrup, P.J., White, M.E., and etc, "History of U.S. Navy ramjet, Scramjet, and Mixed-Cycle Propulsion Development," AIAA 96-3152, 1996.
46. 원수희, 정인석, 최정열, "극초음속 스크램제트 엔진 개발의 개관," 한국추진공학회지, 제 9권, 제1호, 2005.3., pp.67-83
47. 이운형, "세계의 순항 미사일과 정밀타격 기술," 국방과학연구소, 2005.5
49. 성흥계, 김윤곤, "액체 램제트 엔진 개발에 필요한 주요 기술 분석" 11차 유도무기 학술대회 논문집, 2001
50. 이태호, "고체램제트(도관 로켓)의 개발과 소요기술" 국방기술연구, 제11권 제2호(29호), 2005, pp.45-54

Table 1. Rmjet Missiles in the World

체계종류	개발국	명 명	길이 (m)	직경 (m)	무게 (kg)	사거리 (km)	속도 (마하)	추진기관		세대	개발현황	
								1단	2단			
공대지	프랑스	ASMP	5.38	0.38	860	250	3.0	고체로켓	액체 램제트(IRR)	3	배치('86)	
		ASMP-A				600			액체 램제트(IRR)		비행시험 단계	
		ASMP-C		0.35	838	300	2.0이상	고체로켓	액체 램제트(IRR)	3	비행시험 단계	
	러시아	ASN	6.0		1500	350	3.0	고체로켓	액체 램제트(IRR)	3	개발중	
	러시아	Kh - 31P (AS-17, Krypton)	5.23	0.36	600	200	3.0	고체로켓	액체 램제트(IRR)	3	배치 ('90)	
고고도 순항	러시아	Kh-90/BL 10 (AS-X-19 Koala)	10.5	1.2	2800	3000	4.5	고체로켓	액체 램제트(IRR) (순항고도 : 20km)	3	배치('95)	
대공(지)	미 국	Fasthawk	air	4.27	0.53	890	800	4.0	고체로켓	액체 램제트(IRR)	3	개발중
			surf	6.50		1430						
공대지(공)	미 국	ASALM (SRAM 대체용)	4.26	0.53	1225	1600~2000	3.5~4.5	고체로켓	액체 램제트(IRR)	3	시험개발	
지대함	중 국	HY-3	9.85	0.76	3400	130	2.0	2개의 고체로켓	2개의 액체 램제트	1	배치('95)	
	대 만	Hsiung Feng III			1500	500	2.0	고체로켓	액체 램제트		비행시험 중('01)	
함대함	프랑스	ANS	5.7	0.335	850	200	2.0~2.5	고체로켓	덕티드 로켓(IRR)	3	개발중	
	프랑스	ANNG (ANF)	5.38	0.38	860	200이상	2.3~3.0	고체로켓	액체 램제트(IRR)	3	개발중	
	인 도	SAGARIKA	8.56			300	~3.0	고체로켓	4 개의 램제트	1	'99 생산 예상	
	러시아	SS-N-22 SUNBURN	9.385	0.76	3950	120	3.0	고체로켓	액체 램제트(IRR)	3	배치 ('80)	
공대함	러시아	Kh-41 MOSKIT (SS-N-22, Sunburn)	9.747	0.76	4500	250	3.0	고체로켓	액체 램제트(IRR)	3	배치 ('96)	
	중 국	Ying-Ji (Eagle Strike 12)	5.0(?)	.3-.35		100-120	2.0-2.5	고체로켓	액체 램제트(IRR): 측면2개흡입	3		
함(잠)대함	러시아	GRANIT	10	0.85	7000	500	2.5최대	고체로켓	액체 램제트(IRR) (순항 고도 : 20km)	3	배치	
	러시아	YAKHONT	8.9	0.67	3000	120~300	2.1~2.5	고체로켓	액체 램제트(IRR)	3	배치 ('00)	
	인 도	BrahMos	8.9	0.67	3000	50~300	2.1~2.5	고체로켓	액체 램제트(IRR)	3	배치예상 ('03)	
함(공)대함	중 국	C 101	7.5 (6.5)	0.54	1850	45	2.0	2개의 고체 로켓(함대함) Tandem SPR(공대함)	2개의 액체 램제트 (IRR)	1	배치('95)	
전략대함	미 국	Rigel	14.4	1.14	11340	927	2.0	고체로켓	액체 램제트	1	시제 ('52)	
공대공	미 국	A A A M (Phoenix 개량형)	4	0.2	250	300	?	고체로켓	액체 램제트(IRR)	3	개발중	
	프랑스	MPSR-1		0.18	163	64	2.0이상	고체로켓	램제트(IRR)	3	비행시험단계	
	독 일	METEOR	3.65	0.18	185	100	4.0 ?	무노즐 고체로켓	덕티드 로켓(IRR)	3	개발중	
	독 일	A3M			165	100	2.0이상	고체로켓	덕티드 로켓(IRR)	3	개발중	
	영국, 스웨덴	S225X		0.20		100+	2.0이상	고체로켓	램제트(IRR)	3	계획중	
공(지)대공	러시아	R-77E	3.7	0.20	226	97	2.0이상	고체로켓	램제트(IRR)	3	비행시험단계	
	프랑스 남아프리카	LRAAM		0.18	163	80	2.0이상	무노즐 고체로켓	덕티드 로켓(IRR)	3	비행시험단계	
지대공	영 국	Bloodhound MK2	8.46	0.546	2270	160	2.3	4 Wrap-around SPR	2개의 액체 램제트	1	배치 ('59)	
	영 국	Sea Dart	4.4	0.42	550	80	3.5	고체로켓	가변 추력 액체 램제트	2	배치 ('75)	
	인 도	AKASH	7.5	0.401	660	25~30	2.0~3.0	고체로켓	덕티드 로켓(IRR)	3	배치('98?)	
	러시아	SA-4 Ganef	9.0	0.8	1800	75	2.5	4개의 고체로켓	액체 램제트 (IRR)	2	배치 ('64)	
	러시아	SA-6 Gainful	6.2	0.335	550	60	2.8	고체로켓	덕티드 로켓(IRR)	3	배치 ('67)	
	미 국	Bomarc-B MARS	13.3	0.89	7258	708	2.5	2개의 고체로켓	2개의 액체 램제트	1	배치 ('57)	
	미 국	Talos, RIM-8G/H/J	9.53	0.762	3175	120	2.5	Tandem 고체로켓	액체 램제트	2	배치 ('59)	
	프랑스	MPSR-2		0.20	200	56	2.0이상	고체로켓	액체 램제트(IRR)	3	비행시험단계	
	프랑스	RUSTIQUE	3.60	0.17				무노즐 고체로켓	덕티드 로켓(IRR)	3	비행시험단계	
	대 만	Tien Kung III				100-140	고체 로켓	램제트 예상		개발중		

대	독 일	Armiger(Aramis)	4.0	0.20	120	15~20	2.0이상	고체로켓	덕티드 로켓(IRR)	3	개발중
레이더	미 국	HSAD						고체로켓	덕티드 로켓(IRR)	3	개발중
ICBM	미 국	Navaho	29	1.83	131540	10180	3.0	액체로켓	2개의 액체 램제트	1	배치 ('57)퇴역 ('58)
	러시아	Burya	BST 20.0 STN 17.5	BST 2.2 STN 1.7	총 95톤 STN 32톤	8000	3.1~3.2	액체로켓	액체 램제트	1	배치 ('59) 퇴역 ('60?)
초음속 target	미 국	SSST				100이상	2.5	고체로켓	덕티드 로켓(IRR)	3	개발중

* 주 기 : 1. IRR = Integral Rocket Ramjet, SPR = Solid Propellant Rocket

2. 제1세대: 엔진이 미사일 기체 밖 위치. 제2세대: 엔진이 기체내에 통합. 제3세대: 일체형 부스터-램제트