

## 극초음속 스크램제트 엔진 개발의 개관

원수희\* · 정인석\*\* · 최정열\*\*\*

### Overview on Hypersonic Scramjet Engine Developments

Su-Hee Won\* · In-Seuck Jeung\*\* · Jeong-Yeol Choi\*\*\*

#### ABSTRACT

The evolution of hypersonic scramjet engines was reviewed from the 1960s to the present. Concepts of hypersonic air-breathing propulsion systems based on scramjet engine, such as combined-cycle engine, were described and compared with other high-speed propulsion systems. The development history of scramjet engines over the past 40 years odd was introduced with priority given to the efforts in the United States, and the current status of scramjet technology was reviewed through the recent development programs in several developed countries.

#### 초 록

1960년대부터 현재에 이르기까지 스크램제트 엔진의 발전 과정을 개략적으로 살펴보았다. 스크램제트 추진의 개념 및 추진 성능을 다른 고속 추진 기관과 비교하였으며, 결합 사이클 등, 스크램제트 엔진을 바탕으로 한 극초음속 공기흡입 추진기관에 대하여 기술하였다. 아울러 미국을 중심으로 지난 40여 년간의 스크램제트 엔진의 개발사를 소개하고, 최근에 수행되고 있는 선진 각국의 스크램제트 엔진 개발 프로그램들을 통하여 스크램제트 엔진의 최신 기술동향을 살펴보았다.

Key Words: Hypersonic(극초음속), Air-breathing Propulsion(공기흡입추진), Scramjet Engine(스크램제트 엔진)

#### 1. 서 론

라이트 형제가 1903년 인류 최초의 동력 비행에 성공한 이래, 두 차례의 세계 대전을 거치면서 항공기 추진 기관은 비약적인 발전을 거듭해

왔다. 터보제트(turbo-jet)가 1939년 첫 비행에 성공하였으며, 1940년 램제트(ramjet), 1943년 고성능 대형 액체 로켓, 1960년 재사용 및 추력조절이 가능한 유인용 로켓이 최초로 비행하였다. 그러나 공기흡입 엔진의 경우 1940년 램제트 엔진의 첫 비행 이래 2004년 스크램제트(scramjet, supersonic combustion ramjet) 엔진의 비행시험 성공까지 약 60여 년이 소요되었다. 비행체 개발이 추진기술의 성숙과 더불어 당대의 기술적 관

\* 정희원, 서울대학교 대학원 항공우주공학과

\*\* 종신회원, 서울대학교 항공우주공학과

\*\*\* 종신회원, 부산대학교 항공우주공학과

한국추진공학회 편집위원

연락처, E-mail: aerochoi@pusan.ac.kr

심과 경제적 현실 등을 반영함을 고려해도 램제트와 스크램제트 엔진 사이의 간극이 상당하다. 이는 상대적으로 스크램제트 추진기술의 어려움을 보여주는 것이기도 하다. 그러나 걸프전을 겪으면서 군사적 측면 등에서 극초음속 추진기관 등의 새로운 용도가 제기되기 시작하였으며, 과학 기술 전반의 발달에 따라 성숙된 기반 기술을 바탕으로 1990년대 이후에는 새로운 고속 추진기관 기술이 상당한 성장을 이루었다. 특히 지상시험 장비 및 지상시험을 검증하는데 사용할 수 있는 비행시험 기술의 성과는 괄목할 만하며, 이러한 노력은 2004년 X-43A 시험기에 의한 항공기 최고속도 경신 등, 여러 사례에서 성과를 보이고 있다. X-43A가 마하 7의 속도로 스크램제트 성능을 시범해 보이기 전까지 마하 6 이상의 비행성능을 보여준 추진기술은 로켓추진이 유일하였다. 이러한 성공 사례를 계기로 국제적인 스크램제트 개발이 더욱 활성화 되고 있으며, 스크램제트 추진기관이나 극초음속 항공기가 더 이상 꿈이 아니라 머지않은 장래에 실용화될 것으로 여겨져 세계 각국의 주목을 받고 있다.

최근 들어 극초음속 공기흡입 추진기관은 결합 사이클 엔진 등 다양한 형태로 개발이 시도되고 있지만, 스크램제트 엔진 기술에 기반을 두므로 본 논문에서는 스크램제트 엔진으로 대표하기로 한다. 스크램제트 엔진을 사용한 극초음속 비행체는 순항속도 마하 10으로 세계 어느 곳도 2시간 이내에 도달할 수 있으며, 이 속도는 현재 이용되는 고 운동에너지 무기 체계의 두 배 이상의 속도이다. 따라서 군사적으로는 고 운동에너지 및 장거리 신속 대응을 위한 유도 및 항공 무기 체계로서 고려되고 있으며, 이를 바탕으로 한 초고속 민간 항공기 및 저비용 우주 발사체의 개발이 예상되고 있다. 인공위성 및 우주선을 지구 저궤도에 진입시키기 위하여, 대기권 내를 비행하는 동안 대기 중의 산소를 산화제로 사용하는 공기흡입 추진기관을 이용할 경우, 로켓 발사체의 추진체에 함유된 막대한 양의 산화제를 대기 중의 산소로 대체하게 되어 비행체 총중량의 상당부분이 감소되며, 이를 화물 중량

으로 환산하면 발사 비용을 현재의 1/10 이하 수준으로 절감할 수 있을 것으로 예상된다.

스크램제트 엔진은 다른 추진 기관에 비하여 상대적으로 단순한 구조를 가지고 있으며, 세계 수준이 아직 초보적인 단계에 있어 진입장벽이 상대적으로 낮은 상황이다. 따라서 우리나라의 입장에서 비교적 빠른 시간에 대등한 수준에 도달할 수 있는 분야로서, 각국의 연구 동향 및 기술 수준에 대한 전반적인 고찰이 필요한 상황이다. 본 논문에서는 이와 같은 상황에 비추어 개발 필요성 및 가능성이 점차 증대되고 있는 스크램제트 추진기관의 개요에 대하여 기술하고자 한다. 우선 초음속 공기흡입 추진기관에 개념에 대하여 정리하고 스크램제트 추진기관의 개발사 및 최근 선진국의 개발 동향을 살펴봄으로써 스크램제트 엔진의 기술 현황을 파악하고자 한다.

## 2. 초음속 공기 흡입 추진 기관의 개요

현재 극초음속으로 속도로 비행체를 가속할 수 있는 확립된 방법은 로켓 기술이 유일하다. 그러나 로켓 기술은 추진체를 비행체 내부에 포함하는 문제로 인하여 항속거리와 효율 면에서 근본적인 제한이 있다. 따라서 공기를 주 추진체로 하고 공기 중의 산소를 산화제로 이용하는 극초음속 공기흡입 추진기관의 개발은 항공우주 기술의 필연적인 발전 방향일 수밖에 없다.

초음속 비행을 가능하게 하는 공기 흡입 추진기관은 운용 속도 영역과 개념에 따라 터보제트, 램제트, 스크램제트와 같이 크게 세 가지로 나눌 수 있다. 대략적으로 터보제트는 마하 2~3 까지의 초음속 영역, 램제트는 마하 2~3 이상부터 마하 5~6 정도의 초음속-극초음속 천이 영역, 스크램제트는 마하 5~6 이상의 극초음속 속도 영역에서 효율적인 것으로 알려져 있다.

터보제트(Fig. 1a)는 압축기와 연소기 및 터빈으로 구성되어 있다. 압축기는 대기 중의 공기를 흡입하여 기계적으로 압축시킨 아음속의 공기를 연소기에 공급하여 연료 분사 및 연소 과정을

통해 고온 고압의 연소 가스를 생성한다. 고온 기체는 압축기 구동을 위한 터빈을 회전시키고 기체의 잉여 에너지는 노즐을 통하여 팽창하면서 추력을 발생시킨다. 터보제트는 마하 2~3까지는 사용할 수 있으나, 그 이상에서는 터빈 입구 온도의 상승과 소재의 한계로 인하여 작동이 불가능해진다. 이 정도 속도에서는 램 압축으로 충분한 압축 효과를 얻을 수 있으므로 터빈 없이 추력을 얻을 수 있는 램제트를 사용하는 편이 효율적이다.

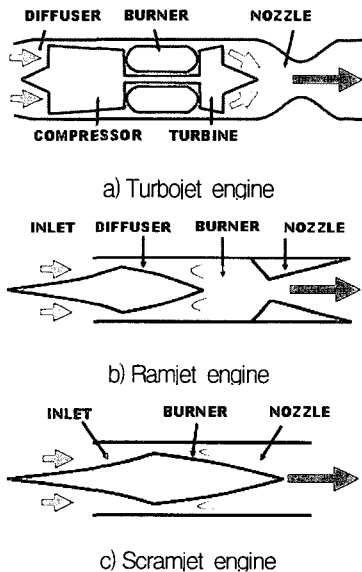


Fig. 1 Schematics of supersonic engines

램제트(Fig. 1b)에 관한 언급은 이미 1910년대부터 시작되었으며 터보제트의 특징인 회전부(rotating part)가 없기 때문에 'flying stovepipe'로 불리기도 하였다. 램제트는 흡입구, 디퓨저, 연소기 및 노즐로 구성되어 있다. 흡입구에서 수집/압축된 공기는 디퓨저를 통해 감속되어 고온 고압의 상태로 연소기에 공급된다. 연소기에서는 연료 분사 및 연소 과정을 거쳐 고온 연소 생성물이 발생하며, 아음속의 고온 기체가 축소-확대 노즐을 통과하면서 운동에너지로 변환되어 추력이 얻어진다. 그러나 극초음속 영역에서는 유입 공기가 아음속으로 감속되면서 운동에너지가 열

에너지로 변환되어 연소기에 공급되는 공기의 온도가 단일화염온도 이상으로 상승하는 문제가 발생한다. 이러한 온도에서는 기체의 열해리가 발생하여 연소에 의한 화학적 열 발생을 무의미하게 되며, 추력 손실이나 효율 감소는 물론 소재의 한계나 과도한 냉각의 문제가 나타난다.

반면, 스크램제트(Fig. 1c)는 연소기에 유입되는 기체의 온도가 단일화염온도보다 낮은 수준으로 유지될 수 있도록 기체의 속도를 초음속으로 유지한다. 따라서 램제트에서와 같은 과도한 감속으로 인한 추력 손실이 나타나지 않으며, 초음속 유동장에서 연료와 공기를 혼합하고 화염을 유지하여 연소하도록 하는 초음속 연소(supersonic combustion) 기술이 필수적이다. 한편, 램제트에서는 아음속 연소로 인해 축소-확장형 노즐을 사용하는데 반해 스크램제트에서는 연소기 유동이 초음속이므로 단순 확장형 노즐을 이용한다.

### 3. 스크램제트 엔진

#### 3.1 작동 개념

스크램제트 엔진은 마하수 5 이상의 극초음속 영역에서 공기 흡입구에 형성되는 경사충격파에 의하여 유입 공기를 압축, 가열하여 연소기 내부에서 충격파 유도 점화, 충격파 유도 초음속 연소 과정을 거쳐 에너지를 공급하여 추진력을 얻는 장치이다. 스크램제트 엔진의 일반적인 비행 조건에서 기체의 정체 온도는 연료의 점화 온도보다 크므로 별도의 점화장치는 필요하지 않다. Fig. 2는 스크램제트 엔진의 몇 가지 방식을 보여주는 개략도이다.

Figure 2a는 가장 전통적인 스크램제트 엔진으로 극초음속 유동은 흡입구를 지나 연소기 입구에서 여전히 초음속으로 확산된다. 이 초음속 유동에 다양한 방법으로 연료가 분사-혼합되며, 일반적으로 단면적이 증가하는 연소기 내에서 연소가 발생한다. 또한 아음속으로 연소하는 램제트 엔진에서 발생하는 종극 수직 충격파(terminal normal shock) 시스템과 달리 스크램

제트 엔진에서는 노즐 목(throat)이 존재하지 않는다. 또한 연소기 내의 열량 추가 및 면적 증가 효과로 인해 연소기 입구와 그 상류에 일련의 충격파 열(shock train)이 존재한다. 이러한 충격파 시스템은 스크램제트 엔진의 넓은 비행 조건에 걸친 효율적인 작동을 가능하게 하며, 비행 조건, 흡입구 압축 또는 흡입구 출구 마하수( $M_4$ ), 엔진의 연료-공기비, 연소기의 면적비( $A_5/A_4$ ) 등에 의존하는 것으로 알려져 있다[1,2]. 예를 들어 3~6의 낮은 비행 마하수와 높은 연료-공기비의 경우 수직 충격파에 상당하는 충격파 열의 강도로 인해 초기 아음속 연소가 발생하지만 연소기 확산부를 통과하면서 초음속으로 가속된다. 반면, 동일 마하수에서 연료-공기비가 감소하면 충격파 열의 강도 역시 감소하여 연소과정은 전 영역에 걸쳐 초음속이 된다. 높은 비행 마하수(> 5)의 경우 연료-공기비에 관계없이 충격파 열의 강도는 약한 경사 충격파에 상당하게 되어 연소과정은 초음속으로 이루어진다. 이러한 이중모드(dual-mode) 연소를 통해 탄화수소 연료의 경우 마하 3에서 마하 8-10까지, 수소 연료의 경우 마하 4에서 마하 15 이르기까지 효율적인 엔진 작동이 가능한 것으로 여겨진다.

보다 광범위한 마하수에서 운용하기 위한 접근 방법으로는 이중모드 스크램제트 엔진 외에도 Fig. 2b와 같은 이중연소기 램제트(DCR: Dual-Combustor Ramjet)가 있다[3]. 마하 6 이상의 극초음속에서는 연소기 내로 유입된 공기의 짧은 잔류 시간(1ms 이하)으로 인해 연료와 공기의 혼합 및 화염 안정화 등과 같은 문제점이 발생한다. 이러한 문제점들에 대한 한 가지 대안으로 이중 연소기 램제트가 제안되었다. 이중 연소기 램제트는 포획 공기의 일부를 내재된 소형 아음속 예-연소기(pre-combustor)로 우회시키고 모든 연료를 이 예-연소기 내로 분사시키는 점을 제외하고는 스크램제트의 모든 특징을 가지고 있다. 예-연소기 내의 화염유지를 통해 미연 연료를 예열하여 초음속 연소기에서의 효율적인 연소를 실현시킨다. 그러나 이중 연소기 램제트는 상당량의 공기가 아음속으로 유입되어

예-연소기 내로 투입되기 때문에 마하수에 있어서 제한이 존재한다.

Figure 2c에 나타나 있는 이젝터 스크램제트(ESJ: Ejector Scramjet)는 Fig. 2a의 스크램제트와 Fig. 2b의 이중 연소기 램제트의 결합된 형태로 볼 수 있다[4]. 이젝터 스크램제트는 스크램제트나 이중 연소기 램제트의 고속 작동 특성을 유지하면서 고압의 연료/연료-산화제의 축방향 분사를 통해 일반적인 스크램제트나 이중 연소기 램제트와는 달리 정적 추력을 생성할 수 있는 특징을 가지고 있다. 따라서 이젝터 스크램제트는 정지 상태에서부터 극초음속 비행에 걸쳐 사용 가능한 다중 사이클의 1단식 공기흡입 추진 기관으로의 이용이 가능하다.

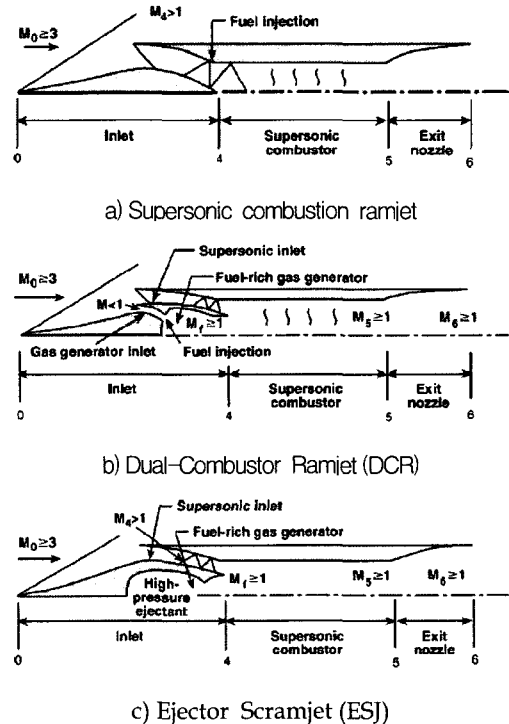


Fig. 2 Schematics of generic supersonic combustion engines

### 3.2 복합 사이클 엔진

램제트 및 스크램제트 엔진은 기계적 압축기를 사용하지 않고 비행체의 전방속력에 의해 흡

입공기를 압축하기 때문에 마하수 2~3 이하에서는 작동할 수 없다. 따라서 전 마하수 영역에 걸쳐 엔진이 작동하기 위해서는 저속에서 추력을 발생시킬 수 있는 다른 추진 체계가 필요하다. 이에 따라 단일 유로를 가진 통합 엔진으로 두 가지 이상의 모드에서 작동할 수 있는 추진 시스템들이 제시되었으며, 이를 복합(combined) 사이클 엔진이라고 한다. Fig. 3은 복합 사이클 엔진과 작동 모드 개념을 나타낸 개략도이다.

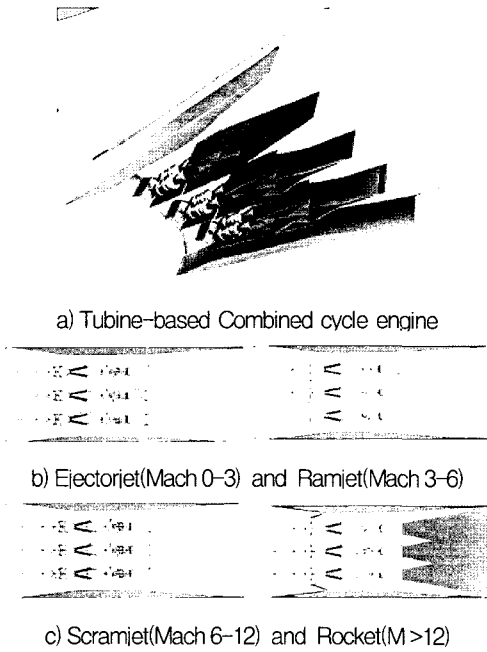


Fig. 3 Conceptual hybrid system

대표적인 복합 사이클 엔진으로는 RBCC (Rocket-Based Combined Cycle)와 함께 TBCC (Turbine-Based Combined Cycle)가 고려되고 있다. RBCC는 램제트/스크램제트 유로 내에 소형의 액체로켓을 설치하여 저속에서는 이젝터 로켓과 같은 역할을 하며, 램제트 천이속도(통상 마하수 2~3)에 이르게 되면 로켓은 정지되고 램제트 모드로 전환된다. 램제트 모드에서 더욱 가속되어 스크램제트 천이속도(통상 마하수 5~6)에 이르게 되면 램제트는 정지되고 스크램제트 모드로 전환된다. 산화제가 존재하지 않는 대기권 밖에서는 다시 로켓 모드로 전환된다. TBCC 시

스템은 로켓 엔진 대신 터보제트 엔진을 채용하여 이륙부터 마하 3~4까지 가속하며, 이후에는 램제트/스크램제트 작동으로 천이한다. 전 속력 범위에 걸친 작동에서 유동경로가 최적화 되어야 하기 때문에 TBCC의 경우 통합기술이 주요한 과제가 되고 있다.

### 3.3 추진 성능

극초음속 추진시스템으로 공기흡입식 엔진을 이용하고자 하는 근본적인 이유는 추진제 효율의 문제이다. 공기 흡입식 엔진의 경우 추진제와 연료의 연소에 필요한 산화제를 대기로부터 공급받기 때문에 로켓과 비교할 수 없는 경제성과 장거리 동력비행 능력을 제공한다. 따라서 탑재물의 단위 중량당 비용절감 효과는 로켓의 10에서 100배에 이르는 것으로 예상되고 있다. 아울러 공기흡입식 엔진은 효율적인 순항과 가속을 위한 추력 조절이 용이하며, 비행경로의 변경 및 기동성을 가질 뿐만 아니라 단순히 재생 가능한 것이 아니라 재사용이 가능하다는 장점도 있다. 이러한 장점으로 인하여 스크램제트 엔진은 고운동에너지 무기체계 이전에 극초음속 순항 항공기 및 우주 발사체의 부스터 등에 적용을 목적으로 연구가 시작되었다.

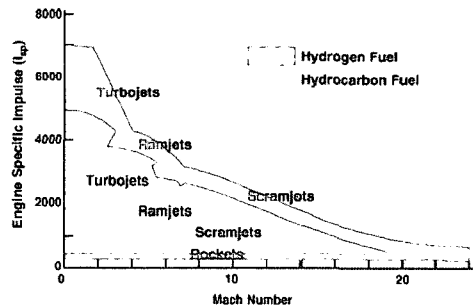


Fig. 4 Characteristic performance by engine type

Figure 4는 공기흡입 추진기관과 로켓의 비추력,  $I_{sp}$ 를 비교한 도표이다. 아음속 영역에서 공기흡입 추진기관은 로켓에 비하여 수십 배 큰 비추력을 가짐을 알 수 있으며, 높은 마하수 영역에서도 스크램제트 엔진의 비추력은 로켓에

비하여 상당히 큼을 알 수 있다. 특히 중량당 에너지가 큰 수소를 연료로 이용하는 경우 매우 큰 비추력을 얻을 수 있으며, 연소 속도를 고려할 때 매우 큰 극초음속 속도에서도 작동이 가능할 것으로 예상된다. 그러나 에너지 밀도와 운용의 편리성 및 고온 추진기관의 냉각제로써의 측면을 고려할 때, 일반적인 목표가 되고 있는 마하수 10 이하의 작동 속도에서는 탄화수소 연료의 이용이 기대되고 있다. 특히 냉각제로 이용하는 경우 탄화수소 연료의 흡열 분해 반응은 시스템의 냉각에 도움이 되는 물론, 장쇄 탄화수소가 단쇄 탄화수소로 분해되어 연소 속도의 측면에도 장점이 있으므로 최근에는 탄화수소 연료의 이용에 대한 많은 연구가 이루어지고 있다.

#### 4. 개발 역사

극초음속 영역에서 작동할 수 있는 공기흡입식 추진기관은 지난 40여 년간 연구되어 왔다. 스크램제트 엔진의 개념, 시험설비 및 계측장비, 해석방법 등에 대한 연구가 1960년대 초부터 계속되어 왔으며, 최근 들어 스크램제트 엔진을 우주발사체로 이용하기 위해 다른 추진 장치와 통합하기 위한 연구도 활발하게 진행되고 있다. 이 장에서는 미국을 중심으로 스크램제트 엔진의 개발사를 소개하며, 초음속 연소에 대한 이해 정도에 따라 스크램제트 개발을 4세대로 분류한 McClinton 등의 기준을 따랐다[5-7].

##### 4.1 제 1세대 (초기: 1960-1973)

미국의 초음속 연소에 대한 관심은 1950년대 초음속 탄체의 기저항력 감소 및 초음속/극초음속 에어포일에서의 양력/추력 발생을 위해 고속의 외부 유동장에서 연료를 연소시키고자 하는 요구에서 시작되었다. 초음속 연소에 대한 유럽의 관심은 1960년대와 1970년대에 걸쳐 미국과 유사한 방향으로 진행되었다. 초기의 스크램제트 개발 프로그램은 1964년 시작된 미국 NASA의 HRE(Hypersonic Research Engine)로서 초음속

연소 기술을 개발하고 시연하는 것을 목표하였다. 유럽의 프랑스는 1970년대 ONERA를 중심으로 초음속 연소에 대한 기초 및 응용 연구가 수행되었으며, 독일의 경우 초음속 연소에 대한 기초연구에 집중하였다. 러시아는 1960년대 이래로 초음속 연소 및 스크램제트 추진에 있어서 광범위한 프로그램을 가지고 있었다[8].

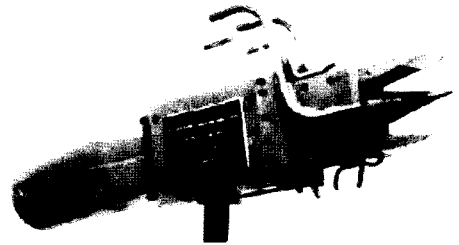


Fig. 5 First known freejet-tested scramjet in United States by Ferri

1960년 Ferri에 의해 최초로 초음속 연소가 시연되었으며 스크램제트 추진의 이점을 입증한 연구 결과에 의해 1960년대 중반부터는 NASA, 미 공군, 미 해군 등이 후원하는 주요 스크램제트 개발 프로그램이 착수 되었다[9]. 대부분의 시험은 수소 연료를 사용하였으나 미 공군은 미사일 적용을 위해 탄화수소를 연료로 사용하는 스크램제트 시험에도 연구비를 지원하였으며, 미 해군은 SCRAM(Supersonic Combustion Ramjet) 프로그램에서 몇 가지 상이한 탄화수소 관련 연구를 수행하였다. 제 1세대 기간동안 스크램제트의 성능, 운용성 및 체계 종합의 성공적인 시범에 따라 후에 NASA는 동체통합 개념의 스크램제트 엔진 개발 및 실증에 착수하게 된다.

##### 4.2 제 2세대 (동체통합: 1973-1986)

제 1세대의 극초음속 추진 기술 시범에 이은 제 2세대에서 미국은 수소연료 스크램제트 엔진의 극초음속 비행체로의 통합에 기술개발의 초점을 옮겨갔다. NASA LaRC(Langley Research Center)를 중심으로 개발된 극초음속 비행체는

마하 7의 순항속도를 위해 추진시스템으로 저속에서는 터보제트를 고속에서는 스크램제트를 채택하였다. 측벽압축(sidewall compression) 방식의 흡입구를 가진 스크램제트 엔진은 엔진 중량을 최소화시키기 위해 지주(strut)형 연료 분사기 및 고정형상 연소기 구조를 도입하였다[10,11]. 또한 연구개발 노력의 많은 부분이 시험 설비 및 방법론, 초음속 연소 사이클 해석, 시험 데이터 분석, 전산유체역학(CFD) 등과 같은 스크램제트 엔진의 개발 수단에 할애되었다.

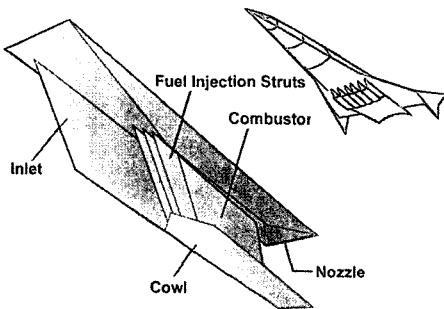


Fig. 6 Airframe-Integrated concept

제 2세대 스크램제트 개발기에 등장한 동체통합개념(Airframe-Integrated concept)은 비행체 전체를 추진 시스템으로 이용하는 개념으로서 스크램제트 성능 요구 조건을 결정하기 위해 흡입구 포획 특성, 외부노즐 성능, 스크램제트 동력 비행 성능 등의 측정이 요구된다. 이를 위해 NASA LaRC와 GASL(General Applied Sciences Laboratory) 등에서 마하 8까지의 비행조건에서 1,000회 이상 풍동 실험이 수행되었다[12]. 1970년대 중반에 수행된 이러한 일련의 실험을 통해 신뢰할 수 있는 비행체 설계를 위해 요구되는 추력, 운용성, 연료냉각 요구조건 등을 실증해 보였으며, 이는 1984년 추진되는 NASP(National Aerospace Plane) 프로그램을 착수하는 기반을 제공하게 된다.

#### 4.3 제 3세대 (NASP : 1986-1994)

1984년 시작된 미국의 NASP 프로그램은 시험 비행체 X-30의 추진을 위해 1단식 궤도진입

(SSTO: Single Stage To Orbit) 공기흡입식 엔진을 개발하는 것을 목표로하였다[13]. 스크램제트를 포함하는 복합 사이클 엔진을 이용해 마하 25까지 가속되는 1단식 비행체를 개발하려 했던 NASP의 계획은 1980년대 기술력을 고려해 볼 때 무리한 측면이 없지 않았다. 당시 스크램제트 성능에 대한 신뢰성 있는 해석, 운용성, 구조적 접근 등 어떠한 것도 마하 7 이상에서는 수행된 연구결과가 없었다. 따라서 제 2세대 스크램제트 기술에 비해 상당한 개선과 개발이 필요하였다.



Fig. 7 X-30 National Aerospace Plane

이 기간 동안 스크램제트 개발을 위한 국제적인 연구 활동 또한 활발하였다. 러시아는 극초음속 비행 시험용 Kholod를 개발하여 SA-5 지대공 미사일을 이용한 비행중의 초음속 연소를 시험하였으며, 재사용 우주 수송용 복합 사이클 추진 시스템 개발을 목적으로 ORYOL 프로그램을 통해 포괄적인 극초음속 연구개발을 수행하였다. 한편 프랑스는 SSTO 비행체 개념으로 수소연료 이중모드 램제트 엔진의 개발을 위해 PREPHA (Programme de Recherche et d'Etude sur la Propulsion Hypersonique Avancée)에 착수하였으며[14], 독일은 2단식 궤도진입(TSTO: Two Stage To Orbit) 개념 비행체로서 Sänger II 개발을 시작하였다[15]. 일본 또한 TSTO 복합 사이클 엔진 기술의 개발을 추구하였다[16].

#### 4.4 제 4세대 (부활 : 1995-현재)

NASP 이후 미국의 스크램제트 개발 방향은 크게 세 갈래로 나뉘어 진다. 미 공군은 탄화수

소 연료 스크램제트 엔진 개발, NASA 항공 사업부는 비행환경에서의 스크램제트 엔진 시연, NASA 로켓 사업부는 로켓-공기흡입 복합 사이클 스크램제트 엔진 개발에 각각 주력하였다. 이들 프로그램은 HyTech(Hypersonic Technology), Hyper-X(Hypersonic X-plane), Spaceliner 등이다. HyTech는 액체 탄화수소 연료를 사용하는 스크램제트 기술을 향상시켜 궁극적으로 미사일에 적용하는 것을 목적으로 하였다[17]. NASA의 LaRC와 DFRC(Dryden Flight Research Center)가 주도하는 Hyper-X는 지상에서 개발된 스크램제트 관련 기술들을 실질적인 극초음속 비행환경에서 입증하는 것을 목표로 하였다[18]. NASA의 MSFC(Marshall Space Flight Center) 주도로 이루어지는 Spaceliner는 ASTP(Advanced Space Transportation Program) 또는 NGLT(Next Generation Launch Technology)로 불리기도 하며, 제 3세대 발사체로서 가장 큰 잠재력을 지닌 극초음속 공기흡입식 추진분야인 스크램제트, RBCC, TBCC 등 세 가지 핵심 기술개발에 초점을 맞추고 있다[19]. 또한 미국은 2001년부터 시작된 NAI(National Aerospace Initiative)와 같은 NASA와 국방부 산하 DoD(Department of Defence) 간의 공동협력기구를 구성하여 스크램제트 기술을 통합관리하고 있다. 이를 통해 21세기에도 여전히 고속/극초음속 추진기술, 우주접근 기술, 우주기술 분야에서 미국의 주도권을 유지하고자 한다.

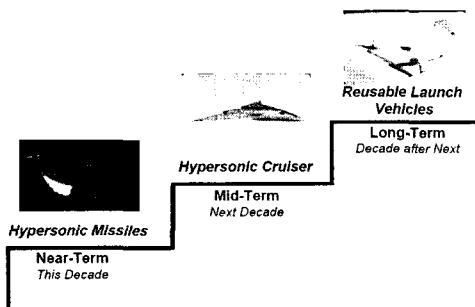


Fig. 8 Scramjet development roadmap of Next Generation Launch Technology

한편 미국을 제외한 국제적인 스크램제트 엔진 개발활동 또한 이 기간 동안 활발하게 진행되었다. 재사용 우주발사체 기술 개발을 위해 프랑스와 러시아간의 공동 개발 프로그램인 WRR(Wide Range Ramjet)이 착수되었고, PREPHA와 Sanger 프로그램 후속으로 프랑스는 독일과 협력하여 JAPHAR(Joint Airbreathing Propulsion for Hypersonic Application Research)를 수행하였다[20]. 더욱이 프랑스는 군용 목적으로 흡열 탄화수소 연료를 사용하는 가변 구조식 이중모드 램제트 엔진의 개발을 위해 Prométhée 프로그램을 수행하였다[21]. 프랑스는 2010-2012년 사이 마하 4-8의 비행조건에서 스크램제트 추진 비행체를 시범하기위해 LEA를 계획하고 있다[22]. 러시아에서는 Gela Phase II와 Mig-31 HFL 프로그램을 통한 극초음속 비행실험 연구와 함께 높은 마하수에서 버려지는 에너지를 재사용이 가능한 극초음속 비행체 개념인 AJAX에 대한 개발을 검토하였다. 호주는 국제 공동 협력 프로그램인 HyShot을 통해 비행환경에서 세계최초의 초음속 연소를 확인하는 비행시험을 수행하였다.

## 5. 선진국의 최근 개발동향

### 5.1 미 국

미국은 MSFC를 중심으로 NGLT 프로그램을 통해 제 3세대 발사체 개발을 주도하고 있다[19]. 제 3세대 발사 시스템은 현재보다 1/100의 발사비용과 10,000배 이상 향상된 안전성 및 25년의 내구연한을 목표로 하고 있다. 주요 연구분야는 추진분야와 동체분야로 나뉘며, 추진분야에서는 제 3세대 발사체에 적용가능성이 가장 큰 극초음속 공기흡입 추진분야에 대한 연구가 집중적으로 이루어지고 있다. 극초음속 공기흡입 추진분야 중에서는 스크램제트, RBCC, TBCC 등에 관한 연구가 각각 독립적으로 진행되고 있으며, 여기에서는 Hyper-X 비행시험에 관한 자료 조사를 바탕으로 미국의 극초음속 비행체 연구 진행을 살펴보고자 한다.



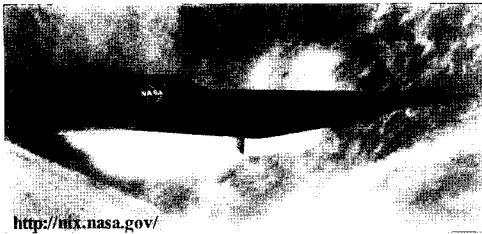


Fig. 9 X-43A demonstrator vehicle

1996년 시작된 Hyper-X 프로그램은 공기흡입식 극초음속 비행을 실현하기 위한 장기 연구과제로서, 공기흡입식 극초음속 비행기술의 입증과 개발을 목표로 한다[18,23]. 첫 번째 비행시험모델인 X-43A는 마하 7과 10에서 약 10초간 동력비행을 시험하며, 연료로는 기체 수소를 이용한다. 마하 7의 동력 비행시험을 위한 2001년 6월의 첫 비행은 고도 24,000 feet에서 발사 후 약 5초간 자유낙하 한 다음 고도 95,000 feet까지 상승할 예정이었으나 발사 직후 발생한 Pegasus 부스터 로켓의 롤 진동(roll oscillation)에 의해 비행체가 비정상적인 제어상태에 들어갔다. 발진 13.5초 후 고도 22,000 feet에서 좌현 엘리본(elevon)에 발생한 구조적 과부하로 인해 X-43A는 계획된 궤도를 완전 이탈하게 되었으며, 그 결과 발진 48.6초 후 비행 안전장치(range safety)에 의해 파괴되었다. 2004년 3월 27일의 두 번째 발사는 성공적이었다. B-52 폭격기의 우익 아래에서 Pegasus 로켓의 선두부에 장착되어 발사된 시험체는 5초간 자유낙하 후 가속되어 마하 7의 속도 및 95,000 feet의 고도에 이르렀다. 기체의 수평비행 상태가 되는 약 94초 경 X-43A는 분리되고 이후 약 10초간 동력비행 시험을 수행하였다. 또한 두 번째 비행은 첫 번째 비행이 고도 25,000 feet에서 발사되는데 비해 천음속에서 항공역학적 부하를 줄이고 구조와 제어 시스템의 마진을 늘리기 위해 40,000 feet 고도에서 발사되었다. 2004년 11월 16일에 수행된 세 번째 비행시험에서는 마하 9.8의 동력비행을 성공적으로 수행하였으며, 이로 인해 스크램제트 연구는 더욱 활성화될 것으로 기대된다. X-43A 시제 비행체를 Fig. 9에 나타내었다.

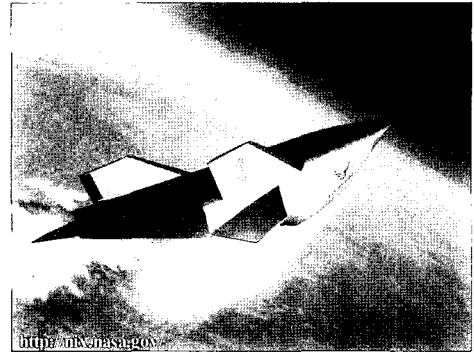


Fig. 10 X-43C demonstrator vehicle

X-43C는 미 공군의 HyTech 프로그램에 의해 개발된 스크램제트 엔진의 테스트를 위하여 제작된 비행 시험체이다. 이 엔진은 가변 형상 흡입구와 탄화수소 연료를 채택하고 있다는 점에서 다른 스크램제트 엔진과는 차별된다[24,25]. 지금까지 대부분의 스크램제트 엔진은 수소를 연료로 사용하지만 HyTech 엔진은 작동비행체를 추진하는데 있어서 탄화수소 연료를 사용한다. 탄화수소 연료는 연소기에 공급되기 전에 엔진 냉각을 위한 냉매로 이용되며, 이 과정에서 연료의 장쇄 탄화수소(long-chain hydrocarbon)는 연소하기 쉬운 단쇄 탄화수소(short-chain hydrocarbon)로 분해된다. X-43C 비행 프로그램은 탄화수소 계열의 연료를 사용하여 수소 연료를 사용하는 X-43A 보다 훨씬 긴 약 5분간의 동력 비행을 하며, 이를 통해 추진 시스템의 성능, 이중모드 램제트/스크램제트 작동 여부 및 보다 넓은 비행가능영역을 확인하기 위한 기동비행 등을 시험한다. 연료로 탄화수소를 사용함으로써 연소기 길이가 증가하며 따라서 동체의 크기도 X-43A에 비해 약 4 inch 증가하며(X-43A: 12 inch, X-43C: 16 inch) 수소 연료를 사용할 때보다 더욱 많은 공기 포획을 위해서 엔진의 크기도 증가한다. X-43C의 비행시험은 X-43A 프로그램에 의해 개발된 기술을 토대로 하고 있으며, X-43A에 의해 입증된 동체구조, 단분리, 비행관리, 데이터 시스템 등과 같은 개별 하부 시스템들을 사용한다. X-43C는 2008년에 시험비행 할 예정이며 시제 비행체를 Fig. 10에 나타내었다.



Fig. 11 X-43B demonstrator vehicle

X-43B는 X-43 계열 중의 세 번째 비행체이며 (X-43C가 먼저 비행하게 된다.) 최초의 재사용 비행체가 될 예정이다[24,25]. X-43B는 TBCC와 RBCC 기관 중 하나의 복합 사이클 엔진을 사용할 예정으로, 다른 X-43 기체들과 달리 Pegasus 로켓에 의존하지 않을 것이다. TBCC 시스템은 비행 마하수 4에 이르기까지는 탄화수소 연료를 사용하는 터보제트 또는 터보램제트 엔진으로 작동하며, 마하수 7~8까지는 탄화수소 연료를 사용하는 램제트 또는 스크램제트 엔진으로 작동한다. 한편 RBCC의 경우 비행 마하수 3~4까지는 로켓을 이용하여 초기가속을 하며, 마하수 7~8까지는 탄화수소를 이용하는 램제트 또는 스크램제트 엔진으로 작동한다. 마하수 12~15에서는 TBCC와 RBCC 모두 수소연료를 사용하게 된다. X-43B 시제 비행체를 Fig. 11에 나타내었다.

이 외에도 미국에서는 육군, 공군, 해군 및 항공 군수 산업체를 중심으로 극초음속 유도무기 시스템, 순항 항공기 및 저 비용의 우주 발사체 등에 적용가능성이 큰 극초음속 공기흡입 추진 분야에 많은 연구가 활발하게 이루어지고 있다.

## 5.2 러시아

러시아의 스크램제트 관련 연구 활동은 1950년대 말부터 시작되었으며 1980년대와 1990년대에 가속되었다. 여기서는 CIAM(Central Institute of Aviation Motors)의 HFL(Hypersonic Flying Laboratory)을 중심으로 러시아의 극초음속 비행체 연구진행을 살펴보고자 한다.



Fig. 12 HFL Kholod and launch stand

CIAM은 1991년부터 축대칭 이중모드 스크램제트 엔진의 비행시험을 수행하였다[26,27]. 1991년 11월에 첫 비행시험이 수행되었으며 최대 마하수는 5.5에 이르렀다. 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 엔진의 작동에 실패하였다. 1998년 2월에 수행된 네 번째 비행시험은 CIAM-NASA의 공동연구로서 램-스크램 이중모드 작동 및 완전한 초음속 연소 모드의 스크램제트 작동 범위의 연구를 위해 마하수 3.5~6.4까지 약 77초간 비행시험이 수행되었다. 이러한 일련의 비행시험으로 CIAM은 비행중의 초음속 연소현상을 증명하려 하였으며, 더불어 지상시험 및 비행시험 간의 상관관계를 도출하여 스크램제트 엔진의 설계 및 개발 기술을 확립하고자 하였다. 극초음속 비행 실험장치인 HFL Kholod는 SA-5 지대공 미사일에 장착되어 비행시험이 수행되었으며, 이는 SA-5 미사일의 궤적이 극초음속 비행시험 요구조건에 부합하였기 때문이다. HFL는 연료 공급장치, 제어장치, 계측장치 등으로 구성되어 있으며, HFL와 발사 장치를 Fig. 12에 나타내었다.

CIAM-NASA의 1998년 비행 시험을 통해 지상시험과 비행시험 데이터 간에 상당한 부합이 이루어지고 있음을 확인할 수 있었다. 그러나 비행 중 초음속 연소 조건을 얻는데 여전히 불확실성이 남아있으며, 축대칭 형상의 스크램제트 형상은 실질적인 비행체의 추진시스템으로는 효과적이지 못하다는 결론을 얻게 되었다.

### 5.3 프랑스

프랑스는 미국 NASA의 HRE 프로그램에 자극 받아 1966년 ESPOE(Etude de Statoréacteur comme Organe de Propulseur Evolué) 프로그램을 출범시켰다. ESPOE 사업은 마하 7의 비행 시험 프로그램으로 이종모드 스크램제트를 실증해 보이게 하였고, 1970-1972년 사이에 두 차례에 걸쳐 일련의 지상시험에만 한정되었고, 미사일 응용을 지원하기 위한 IRR(Integrated Rocket Ramjet) 엔진 개발이 선호됨에 따라 종결되었다. 이후 프랑스의 스크램제트 개발활동은 1980년대 후반 수소연료를 사용하는 스크램제트 개발을 목표로 한 PREPHA로 재부상하여, 1990년대 들어 WRR(1993-2003), JAPHAR(1997-2002), Prométhée(1999-2002) 등과 같은 프로그램을 통해 스크램제트 기술 개발을 지속하였다[20,21]. 프랑스-러시아 공동 프로그램 WRR은 재사용형 우주발사체 응용을 위해 1993년에 처음 구상되었다. WRR 시제형 엔진은 가변식 구조 이종모드 램제트로 회전식 카울(Prométhée)과 병진식 카울(PIAF)의 유입구가 병행 연구되었다. 마하수 2~12 범위의 속력에서 날도록 설계되어 있으며, 초음속 영역에서는 탄화수소를 극초음속 영역에서는 수소를 연료로 사용한다.

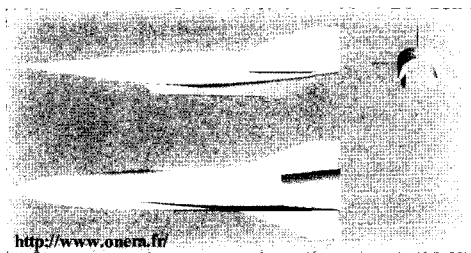


Fig. 13 Generic model of JAPHAR

PREPHA(프랑스)와 Sänger(독일) 후속으로 독일과 협력하여 1997년 시작된 JAPHAR는 이전의 수소 연료 PREPHA 연구를 기초로 개발된 고정구조 이종모드 램제트 엔진을 채택하고 있다[28]. JAPHAR는 마하 4~8에서 작동하는 수소 연료 이종모드 램제트의 개발을 목표로 하였으

며, 이 과정에서 공기열역학에 대한 수치해석 코드의 개량 및 검증뿐만 아니라 장차 수행될 비행시험에 대한 개념을 개발하고자 하였다. 2000~2002년 사이 마하수 4.9, 5.8, 7.6에 대한 지상 시험이 수행되었으며, 이를 통해 아음속, 아음속-초음속 천이, 초음속 연소 등을 확인하였다. Fig. 13에 JAPHAR의 외형을 나타내었다.

한편 프랑스는 위에서 언급된 다양한 스크램제트 엔진의 비행시험을 위해 2003년 LEA를 시작하였다[22]. 이는 이종모드 램제트 추진 비행체를 마하 4~8의 속도에서 비행시험하기 위한 프로그램이다. 이 계획을 통해 스크램제트의 유효 추력을 얻기 위해 요구되는 설계 마진을 예측하기 위한 지상 개발 방법론과 비행검증을 얻을 수 있을 것이다. 추진 시스템으로는 고정식 구조(JAPHAR)나 가변형 구조(Prométhée/PIAF) 가운데 선택될 것이다. 2010-2012년 사이 6회에 걸쳐 비행시험이 계획되어 있으며, 시험용 비행체는 비회수형이다.

### 5.4 일본

일본의 스크램제트 개발활동은 1980년대 말과 1990년대 초부터 복합 사이클 엔진 시스템 및 구성품에 관한 기술개발을 중심으로 수행하여 왔다. 고속 항공기 및 재사용 우주수송 추진 시스템의 필요성에 의해 시작된 스크램제트 개발 활동은 TSTO와 SSTO와 같은 시스템 체계 연구와 함께 개별 시스템에 적합한 엔진 개발을 병행하고 있다[29,30].

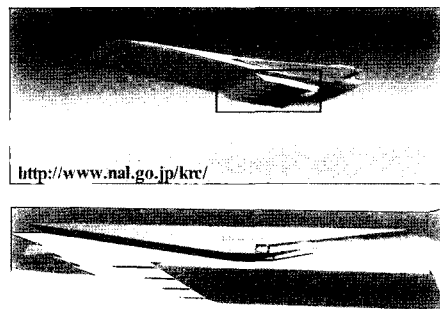


Fig. 14 SSTO demonstrator vehicle

일본 JAXA(Japan Aerospace Exporation Agency)의 KSPC(Kakuda Space Propulsion Center)는 Fig. 14에 나타난 바와 같이 복합 사이클 엔진을 중심으로 연구를 수행하고 있다. 복합 사이클 엔진은 이젝터제트, 램제트, 스크램제트, 로켓 모드로 구성되어 있으며, 엔진 구성요소, 엔진 시스템, RJTF(Ramjet Test Facility)에서의 실험적 연구 등을 통해 SSTO 우주 비행체 추진 시스템의 개발을 목표로 한다. 복합 사이클 엔진의 작동 모드는 초기 이륙으로부터 마하 3까지는 이젝터제트, 마하 3-6 사이에는 램제트, 마하 6-10 사이에서는 스크램제트, 그 이상에서는 다시 로켓 추진 모드 순으로 변환된다. 복합 사이클 엔진의 비추력(Isp) 및 액체 수소 연료를 이용한 재생냉각 요구조건 등에 대한 개념연구가 수행되었으며, 1980년대 이후의 스크램제트 엔진 시스템에 관한 연구 활동 결과에 근거하여 제작된 각 구성요소에 대한 실험이 RJTF에서 수행되었다. 이젝터제트에 대한 공력 실험, 램제트 스크램제트 모드에서의 연소 실험, 흡입구 공력 등이 여기에 포함된다. 또한 동체통합 설계에 따른 효과 및 복합 사이클 엔진의 축소 모델에 대한 실험도 RJTF에서 수행되고 있다.

### 5.5 호 주

호주는 국제 컨소시움(호주, 영국, 미국, 독일, 한국, 일본)을 구성하여 HyShot 스크램제트 엔진의 비행시험 프로그램을 수행하였으며, 세계 최초로 비행환경에서의 초음속 연소를 확인하는데 성공하였다[31-33]. HyShot 프로그램은 Terrior-Orion의 2단 과학로켓을 이용하여 2차원 스크램제트 엔진구조물을 고도 350km까지 쏘아올린 후 자유낙하 하는 Orion 로켓의 선두부에 달려 있는 스크램제트 엔진이 고도 35-23km 사이를 지나면서 마하 7.6을 얻게 되는 구간에서 약 5초간 실험이 수행된다. 2회에 걸쳐 비행시험이 시도되었으며, 2001년 실시된 첫 번째 비행시험은 과도한 공력 부하로 인한 1단 로켓 꼬리날개의 파손으로 인해 실패하였다. 두 번째 시도는 2002년 6월에 수행되었으며 성공적인 비행을 통해

스크램제트 엔진의 초음속 연소를 확인하였다. 비행궤적 및 실험과정을 Fig. 15에 나타내었다.



Fig. 15 HyShot mission profile

비행시험에 사용된 스크램제트 엔진 모델은 두 개의 스크램제트 엔진이 결합되어 있다. 한쪽은 수소 연료를 분사하는 동력시험을, 다른 한쪽은 연료를 분사하지 않는 비동력 시험을 수행한다. 결합된 두 스크램제트 엔진에서 동력 및 비동력 실험이 수행되기 때문에 비행시험의 경우 추력면을 제거하여 추력의 비대칭성을 해소하였다. 공기 흡입구는 18° 반각을 갖는 단순 썸기형태이며 연소실은 일정 단면적을 가진다. 러시아의 Kholod 비행시험에서는 일련의 변화하는 마하수 조건에서 이중모드 스크램제트 연소기 자료를 얻는데 반해, HyShot 비행실험에서는 단일 마하수에서의 초음속 연소 자료를 얻을 뿐만 아니라 광범위한 동압도 측정할 수 있었다. 또한 비행시험 자료는 University of Queensland의 T4 충격과 풍동을 이용해 동일한 범위에서 수행된 지상시험 결과와 비교되었다. 이 비교를 통해 충격과 풍동을 이용한 지상시험에 의한 초음속 연소에 관한 이해는 비행 중에 작동하는 단순한 초음속 연소기를 설계하는데 충분하다는 것과 이러한 시험접근법이 극초음속 비행시험을 수행하는 비용측면에서 효과적인 수단이 된다는 것을 보여주게 되었다.

## 6. 국내 연구동향

국내의 경우 현재 진행되고 있는 국가적 스크램제트 개발 프로그램은 없으나, 국제공동연구 참여를 통한 스크램제트 관련 기술 습득과 함께 연구소 및 대학을 중심으로 스크램제트 엔진에 대한 기초연구를 수행하고 있다.

1990년대 중후반부터 서울대에서 시작된 초음속 연소기 및 램 가속기(Ram Accelerator)에 대한 수치적 연구를 시작으로 하여[34~36], 1999년부터 ISL 연구소(French-German Institute of Saint Louis)와의 램 가속기에 관한 공동 연구가 진행되었다[37,38]. 1998년부터는 한국과학재단의 지원으로 기초 연구가 시작되어 초음속 연소에 대한 기초 실험 및 수치해석이 진행되었으며[39], 2000년부터 일본의 University of Tokyo와의 공동연구에서 후방단을 가지는 2차원 초음속 연소기내의 아음속 연료분사 연구에 참여하여 연소 압력상승으로 인한 열적질식과정 현상을 연구하였으며[40], 호주의 ANU(Australian National University)와 모델 스크램제트 엔진 내의 초음속 연소 실험에 참여하였고, 수치해석을 통해 스크램제트 엔진 내의 자발점화 메커니즘 연구하였다[41].

한편, 2000년부터는 한국과학재단의 지원으로 부산대를 중심으로 인하대, 울산대와 충남대의 공동연구가 진행되어 연료공기 혼합 및 연소과정에 대하여 2차원 및 3차원의 다양한 수치 해석과 초음속 내부 유동의 추력 측정 기법에 대한 기초 실험이 수행되었다.[42-44] 이후, 미 공군의 지원을 받는 공동 연구에 의하여 스크램제트 엔진 내의 연소 과정에 대한 비정상 해석이 수행되어 분사제트의 비정상 거동에 의한 초음속 연소 불안정이 최초로 연구되었으며[45], 열분해된 탄화수소 연료의 점화 특성에 대한 연구가 진행되고 있다[46].

또한 2001년부터는 호주와 한국을 비롯한 6개국 공동으로 HyShot I, II 스크램제트 엔진 비행 시험 프로그램에 참여하였다. HyShot I, II 프로그램에서는 2차원 스크램제트 엔진의 공기흡입

구 및 연소 유동장 해석을 수행하였으며, 스크램제트 엔진의 지상시험 및 비행시험에 참여함으로써 관련 자료를 확보 하였다. 그리고 올해 2005년 10월에 비행시험을 목표로 진행되고 있는 HyShot III 의 지상시험 및 비행시험에 참여함으로써 스크램제트 엔진 관련 기술을 체계적으로 습득할 수 있을 것으로 기대된다.

한편 한국항공우주연구소, 국방과학연구소, 삼성테크윈(주) 엔진부분 등과 같은 연구소 및 대학을 중심으로 스크램제트 엔진에 대한 기초연구가 수행되고 있다. 국방과학연구소는 전술유도 무기에 적용 가능한 비행 마하수 3 정도의 램제트 엔진으로부터 비행 마하수 6~8 정도의 스크램제트 엔진에 걸쳐서 관심을 보이고 있으며, 한국항공우주연구소는 차세대 위성운반체로서 스크램제트 엔진에 관심을 가지고 있다. 국방과학연구소의 경우, 램제트 엔진을 중심으로 공기흡입장치, 연료 저장/공급/조절장치, 연료/추진제와 같은 구성품 및 작동개념 연구와 함께 제한적인 부품/체계 시험평가가 이루어지고 있는 것으로 보인다. 항공우주연구소에서는 러시아와의 국제협력을 통해 극초음속 비행을 목표로 하는 에어터보램제트 엔진의 지상시험설비를 설계하고 이를 바탕으로 극초음속 지상시험설비 구축을 계획하고 있다.

대학의 스크램제트 관련 연구로는 부산대, 서울대, 울산대 와 충남대의 연소추진 연구그룹들의 연구 활동이 활발히 진행되고 있으며, 건국대 등의 고속공기역학 연구그룹에서도 관련 연구를 진행 중이다. 서울대는 마하수 2.5~3 정도의 램제트 엔진 연소과정 수치해석, 지상시험 및 비행 마하수 8 정도의 스크램제트 엔진 초음속 연소과정 해석, 비행 마하수 6 정도의 초속평파 연소 램 가속기 연소과정 해석 등의 초고속 추진기반 연구를 수행하였다. 부산대는 대규모 병렬 컴퓨팅 시스템을 구축하고 이를 바탕으로 초음속 연소과정 및 고온 반응 유동관련 수치해석적 연구를 수행하고 있으며, 충남대 및 건국대에서는 초음속 연소기내의 공기/연료 혼합 연구를 활발히 수행 중에 있다.

## 7. 결 론

지난 40여 년간의 연구를 통해 스크램제트 엔진에 대한 상당한 기술적 진보가 이루어지게 되었다. 특히 1990년대 이후 스크램제트 개발에 있어서 국제적인 활동의 증가와 더불어 지상시험을 검증할 수 있는 마하 7 이상의 비행시험 기술과 액체 탄화수소 스크램제트 엔진 기술에 있어서의 급속한 진보는 주목된다. 그럼에도 불구하고 실질적인 군사용 및 재사용 발사체 적용을 위해서는 상당한 발전이 요구되고 있는 형편이다. 이에 선진 각국에서는 새로운 세대의 산업 및 군사적 능력을 확보하기 위하여 현재 진행되고 있는 많은 연구 프로그램들을 통해 실용적인 스크램제트 개발 능력을 구축하고 있다. 국내의 스크램제트 관련분야는 제한적이거나 램제트 개발을 위한 기본적인 설계기술, 제작기술에 대한 연구가 수행중인 상태이나, 성능시험장비의 한계로 인해 제한적인 성능시험만을 수행할 수 있고, 대부분 해외 개발 프로그램에 부분적으로 참여하여 기술을 습득하는 형편이다. 따라서 시험장비 능력보강 및 스크램제트 엔진 개발을 위한 투자가 시급하고, 기초기술 개발 및 심화를 위한 지속적인 개발프로그램의 수행이 필요하다.

## 후 기

본 논문은 국방과학연구소의 지원을 받는 인하대학교 고에너지물질 특화연구센터의 연구과제, “과제번호 HM-22, 고온유동 에너지변환현상 전산해석기법 연구”의 일부분으로 진행되었으며, 지원에 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

- [1] Billig, F. S., and Dugger, G. L., "The Interaction of Shock Waves and Heat Addition in the Design of Supersonic Combustors," Proceedings of 12th International Symposium on Combustion, Combustion Institute, Pittsburgh, PA, 1969, pp.1125-1134
- [2] Billig, F. S., Dugger, G. L., and Waltrup, P. J., "Inlet-Combustor Interface Problems in Scramjet Engines." Proceedings of 1st International Symposium on Airbreathing Engines, June 1972.
- [3] Waltrup, P. J., and Billig, F. S., "Prediction of Precombustion Wall Pressure Distribution in Scramjet Engines," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 10, No. 9, 1973. pp.620-622
- [4] Heiser, W. H., and Pratt, D. T., Hypersonic Airbreathing Propulsion, AIAA Education Series, AIAA, Washington, DC, 1994.
- [5] McClinton, C. R., Andrews, E. H., and Hunt, J. L., "Engine Development for Space Access: Past, Present and Future," International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE Jan. 2001, pp.2001-1074
- [6] Waltrup, P. J., White, M. E., Zarlingo, F., and Gravlin, E. S., "History of U.S. Navy ramjet, Scramjet, and Mixed-Cycle Propulsion Development," 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA, July 1996, pp.96-3152
- [7] Ronald, S. F., "A Century of Ramjet Propulsion Technology," Journal of Propulsion and Power, Vol. 20, No. 1, 2004, pp.27-58
- [8] Curran, E. T., "Scramjet Engines - The First Forty Years," 13th International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE, Sept. 1997, pp.97-7005
- [9] Ferri, A., "Review of Scramjet Technology," Journal of Aircraft, Vol. 5, No. 1, 1968, pp.3-10
- [10] Trexler, C. A., "Inlet Starting Predictions for Sidewall-Compression Scramjet Inlets," 24th Joint Propulsion Conference, AIAA, July 1988, pp.88-3257

[1] Billig, F. S., and Dugger, G. L., "The Interaction of Shock Waves and Heat Addition in the Design of Supersonic

- [11] Hudgens, J. A., and Trexler, C. A., "Operating Characteristics at Mach 4 of an Inlet Having Forward-Sweep, Sidewall-Compression Surfaces," 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA, July 1992, pp.92-3101
- [12] Anderson, G., McClinton, C., and Weidner, J., Scramjet Propulsion, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 189, AIAA Reston, VA, 2000.
- [13] Andrews, E. H., and Mackley, E. A., "Review of NASA's Hypersonic Research Engine Project," AIAA, June 1993, pp.93-2323
- [14] Sorre, L., "Towards a Low Risk Airbreathing SSTO Program - A Continuous Robust PREPHA Based TSTO," 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA, Nov. 1999, pp.99-4946
- [15] German Federal Ministry for Research and Technology, "Hypersonic Technology Program," Bonn, Germany, 1988.
- [16] Yatsuyanagi, N., and Chinzei, N., "Status of Scramjet Engine Research at NAL," Proceedings of the 20th International Symposium on Space Technology and Science, 1996, pp.51-57
- [17] Faulkner, F. R., Weber, W. J., "Hydrocarbon Scramjet Propulsion System Development, Demonstration, and Application," 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA, Nov. 1999, pp.99-4922
- [18] McClinton, C. R., Rausch, V. L., Sitz, J., and Reukauf, P., "Hyper-X Program Status," 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA, Jan. 2001, pp.2001-828
- [19] Hueter, U., and McClinton, C. R., "NASA's Advanced Space Transportation Hypersonic Program," 11th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA, Sept. 2002, pp.2002-5175
- [20] Bouchez, M., Falempin, F., Levine, V., Avrashkov, V., and Davidenko, D., "French-Russian Partnership on Hypersonic Wide Range Ramjets," Journal of Propulsion and Power, Vol. 17, No. 6, 2001, pp.1177-1183
- [21] Serre, L., and Falempin, F., "PROMETHEE: The French Military Hypersonic Propulsion Program Status in 2002," 12th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA, Dec. 2003, pp.2003-6950
- [22] Falempin, F., and Serre, L., "LEA Flight Test Program: A First Step to an Operational Application of High-Speed Airbreathing Propulsion," 12th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA, Dec. 2003, pp. 2003-7031
- [23] Walter, C. E., Scott, D. H., Charles, E. C. Jr., and Robert, D. B., "Propulsion System Airframe Integration Issues and Aerodynamic Database Development for the Hyper-X Flight Research Vehicle," 14th International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE, Sept. 1999, pp.99-7215
- [24] Boudreau, A. H., "Status of the U.S. Air Force HyTech Program," International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE, Sept. 2003, pp.2003-1170
- [25] Engelund, W. C., Holland, S. D., Cockrell, C. E., Jr., and Bittner, R. D., "Propulsion System Airframe Integration Issues and Aerodynamic Database Development for the Hyper-X Flight Research Vehicle," International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE, Sept. 1999, pp.1999-7215
- [26] Roudakov, A. S., Semenov, V. L., Kopchenov, V. I., and Hicks, J. W., "Future Flight Test Plans of an Axisymmetric Hydrogen-Fueled Scramjet Engine on the

- Hypersonic Flying Laboratory,"7th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA, Nov. 1996, pp.96-4572
- [27] Voland, R. T., Auslender, A. H., Smart, M. K., Roudakov, A. S., Semenov, V. L., and Kopchenov, V., "CIAM/NASA Mach 6.5 Scramjet Flight and Ground Test,"9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA, Nov. 1999, pp.99-4848
- [28] Novelli, P., and Koschel, W., "Progress of the JAPHAR Cooperation between ONERA and DLR on Hypersonic Airbreathing Propulsion," 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA, Apr. 2001, pp.2001-1870
- [29] Kanda, T., and Kudo, K., "A Conceptual Study of a Combined Cycle Engine for an Aerospace Plane,"11th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA, Sept. 2002, pp.2002-5146
- [30] Kanda, T., Kudo, K., Kato, K., and Murakami, A., "Scramjet Mode Tests of a Combined Cycle Engine Combustor,"12th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA, Dec. 2003, pp.2003-7051
- [31] Gardner, A. D., Hannemann, K., Steelant, J., and Paull, A., "Ground Testing of the HyShot Supersonic Combustion Flight Experiment in HEG and Comparison with Flight Data,"40th Joint Propulsion Conference, AIAA, July 2004, pp.2004-3345
- [32] Centre for Hypersonics -HyShot Scramjet Test Programme,  
<http://www.mech.uq.edu.au/hyper/hyshot/>
- [33] Boyce, R. R., Gerard, S. and Paull, A., "The HyShot Scramjet Flight Experiment - Flight Data and CFD Calculations Compared,"12th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA, Dec. 2003, pp.2003-7029
- [34] Lee, S.-H., Jeung, I.-S. and Yoon, Y., "Computational Investigation of Shock-Enhanced Mixing and Combustion,"AIAA Journal, Vol. 35, No. 12, 1997, pp.1813-1820
- [35] Choi, J.-Y., Jeung, I.-S. and Yoon, Y., "Numerical Study of SCRam-Accelerator Starting Characteristics,"AIAA Journal, Vol. 36, No. 6, 1998, pp.1029-1038
- [36] Choi, J.-Y., Jeung, I.-S. and Yoon, Y., "Unsteady-State Simulation of Model Ram Accelerator in Expansion Tube,"AIAA Journal, Vol. 37, No. 5, 1999, pp.537-543
- [37] Moon, G.-W., Jeung I.-S., Choi, J.-Y. and Yoon Y., "Numerical Modeling and Simulation of ISL RAMAC 30 Experiment,"Journal de Physique IV, Vol.10, No. 11, Nov. 2000, pp. 143-154
- [38] Moon, G.-W., Jeung, I.-S., Choi, J.-Y., Seiler, F., Patz, G., Smeets, G. Srulijes, J., "Numerical Study of Regular Start and Unstart Process of Superdetonative Speed Ram Accelerator in H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub>/CO<sub>2</sub> Premixtures," Publication of ISL(French-German Institute of Saint Louis), PU601/2001, 2001.
- [39] Kim, J.-H., Huh, H. Yoon, Y., Choi, J.-Y. and Jeung, I.-S., "Numerical study on Mixing Enhancement by Shock Waves in a Model Scramjet Engine,"AIAA Journal, Vol.41, No. 6, 2003, pp.1074-1080
- [40] 문귀원, 정은주, 이병로, 정인석, 최정열, "후방단이 있는 초음속 연소기의 연소수치해석", 한국연소학회지, 제7권 3호, 2002년 9월, pp.32-36
- [41] 원수희, 정은주, 정인석, 최정열, "극초음속 스크램제트 엔진의 연소특성", 한국추진공학회



- 지, 제 8권 제1호, 2004. pp.61-69
- [42] 최정열, 노태성, 이상현, 허환일, 초고속 추진을 위한 연소 체계 기초 연구, 한국과학재단 2000 특정기초 연구보고서, 2003
- [43] 이상현, "초음속 유동장 내 수직분사의 혼합특성 개선 연구", 한국항공우주학회지 제29권 5호, 2001, pp.99-107
- [44] 허환일, "초음속 연소기 내부의 추력 분포 계산", 한국항공우주학회지, 제31권 4호, 2003, pp.69-75
- [45] Choi, J.-Y., Yang, V. and Ma, F., "Combustion Oscillations in a Scramjet Engine Combustor with Transverse Fuel Injection," Proceedings of the Combustion Institute, Vol. 30/2, Dec. 2004, pp.2851-2858
- [46] Puri, P., Ma, F., Choi, J.-Y., and Yang, V., "Ignition Characteristics of Cracked JP-7 Fuel," Combustion and Flame, in review process.