

## 극초음속 공기흡입 추진기관 개발의 국제 동향

### Part I : 스크램제트 개념 및 개발사

원수희, 정인석  
 서울대학교 항공우주공학과  
 최정열  
 부산대학교 항공우주공학과

## International Activities of the Developments of Hypersonic Air-breathing Engines

### Part I: Scramjet Concept and Development History

Su-Hee Won, In-Seuck Jeung and Jeong-Yeol Choi

#### I. 서 론

라이트 형제가 1903년 인류 최초의 동력 비행에 성공한 이래, 두 차례의 세계 대전을 거치면서 항공우주 추진 기관은 비약적인 발전을 거듭해왔다. 터보제트(turbo-jet)가 1939년 첫 비행에 성공하였으며, 1943년 고성능 대형 액체 로켓, 1960년 재사용 및 추력조절이 가능한 유인 로켓이 최초로 비행하였다. 그러나 공기흡입 엔진의 경우 1940년 램제트 엔진의 첫 비행 이래 2004년의 스크램제트(scramjet, supersonic combustion ramjet) 엔진의 비행시험 성공까지 약 60여 년이 소요되었다. 이는 로켓 추진기관이 냉전 시대 우주 개발 경쟁에서 유리하였기 때문이지만, 비행체 개발이 추진기술의 성숙과 더불어 당대의 정치적 관심과 기술적 현실을 반영함을 고려해도 램제트와 스크램제트 엔진 사이의 간극이 상당하다. 이는 상대적으로 스크램제트 추진기술의 어려움을 보여주는 것이기도 하다. 최근 들어 극초음속 공기흡입 추진기관은 복합 사이클 엔진 등 다양한 형태로 개발이 시도되고 있지만, 스크램제트 엔진 기술에 기반을 두므로 본 논문에서는 스크램제트 엔진으로 대표한다.

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 대응한 수준에 도달할 수 있는 분야로서, 각국의 연구 동향 및 기

술 수준에 대한 전반적인 고찰이 필요하다. 본 논문에서는 이와 같은 상황에 비추어 개발 필요성 및 가능성이 점차 증대되고 있는 스크램제트 추진기관의 개요에 대하여 기술하고자 한다. 우선 초음속 공기흡입 추진기관의 개념 및 스크램제트 추진기관의 개발사에 대하여 정리하고, 후속 논문에서 최근 선진국의 개발 동향을 살펴봄으로써 스크램제트 엔진의 기술 현황을 파악하고자 한다.

#### II. 초음속 공기흡입 추진기관의 개요

현재 극초음속으로 비행체를 가속할 수 있는 확립된 방법은 로켓 기술이 유일하다. 그러나 로켓 기술은 추진체를 비행체 내부에 포함하는 문제로 인하여 항속거리와 효율 면에서 근본적인 한계가 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 터빈

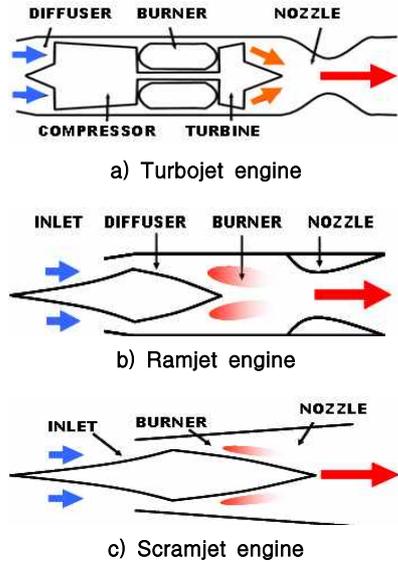


Fig. 1. Schematics of supersonic engines

으로 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 입구온도의 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.

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 단열화염온도 이상으로 상승하는 문제가 발생한다. 이러한 온도에서는 기체의 열해리가 발생하여 연소에 의한 화학적 열 발생은 무의미하게 되며, 추력 손실이나 효율 감소는 물론 소재

의 한계나 과도한 냉각의 문제가 나타난다.

반면, 스크램제트(Fig. 1c)는 연소기 유입기체의 온도가 단열화염온도보다 낮은 수준으로 유지되도록 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.

### III. 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.

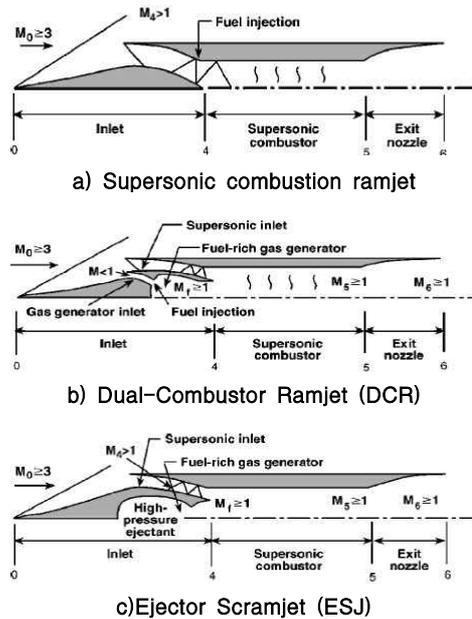


Fig. 2. Schematics of generic supersonic combustion engines

Fig. 2a는 전통적인 스크램제트 엔진으로 극초음속 유동은 흡입구를 지나 연소기 입구에서 초음속으로 확산된다. 이 초음속 유동에 다양한 방법으로 연료가 분사-혼합되며, 일반적으로 단면적이 증가하는 연소기 내에서 연소가 발생한다. 또한 아음속으로 연소하는 램제트 엔진에서 발생하는 종말 수직 충격파(terminal normal shock) 시스템과 달리 스크램제트 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, 비행조건, 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 탄화수소의 경우 마하 3에서 마하 8-10까지, 수소의 경우 마하 4에서 마하 15 이르기까지 효율적인 엔진 작동이 가능하다.

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 문제점들이 발생한다. 이러한 문제점들에 대한 한 가지 대안으로 이중 연소기 램제트가 제안되었다. 이중 연소기 램제트는 포획 공기의 일부를 내재된 소형 아음속 예연소기(precombustor)로 우회시키고 연료를 이 예연소기 내로 분사시키는 점을 제외하고는 스크램제트의 모든 특징을 가지고 있다. 예연소기 내의 화염유지를 통해 미연 연료를 예열하여 초음속 연소기에서의 효율적인 연소를 실현시킨다. 그러나 이중 연소기 램제트는 상당량의 공기가 아음속으로 유입되어 예연소기로 투입되기 때문에 마하수에 있어서 제한이 존재한다.

Fig. 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 스크램제트와 이중 연소기 램제트의 고속 작동 특성을 유지하면서 고압의 연료/연료-산화제의 축방향 분사를 통해 일반적인 스크램제트와 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.

### 3.2 복합 사이클 엔진

램제트 및 스크램제트 엔진은 기계적 압축기를 사용하지 않고 비행체의 전방속력에 의해 흡입공기를 압축하기 때문에 마하수 2~3 이하에서는 작동할 수 없다. 따라서 전 마하수 영역서 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 시스템이 제시되었으며, 이를 복합(combined) 사이클 엔진이라 한다. Fig. 3은 복합 사이클 엔진과 속도에 따른 작동 모드 개념을 나타낸 개략도이다.

대표적인 복합 사이클 엔진으로는 RBCC (Rocket-Based Combined Cycle)와 TBCC (Turbine-Based Combined Cycle)가 고려되고 있다. RBCC는 램

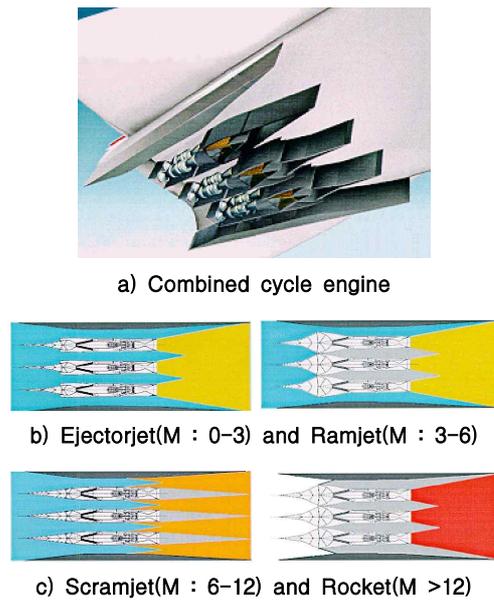


Fig. 3. Conceptual hybrid system

제트/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 시스템은 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 이유는 추진제 효율성 때문이다. 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 10~100배에 이를 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 고 운동에너지 무기체계 이전에 극초음속 순항 항공기 및 우주 발사체의 부스터 등에 적용을 목적으로 연구가 시작되었다.

Fig. 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

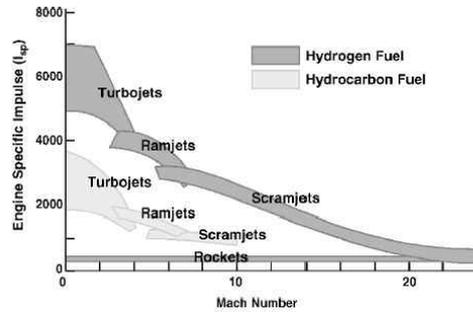


Fig. 4. Characteristic performance by engine type

도움이 되는 물론, 장쇄 탄화수소가 단쇄 탄화수소로 분해되어 연소 속도의 측면에도 장점이 있으므로 최근에는 탄화수소 연료의 이용에 대한 많은 연구가 이루어지고 있다.

### 3.4 스크램제트 엔진 소요기술

스크램제트 엔진의 핵심 소요 기술은 유동이 추진기관 내부에 머무는 수 ms의 짧은 시간 동안에 연료와 공기의 혼합 및 연소 반응을 효율적이고 안정적으로 구현하여야 하는 것이다. 이를 위해서는 극초음속 유체역학과 연소가 결합된 비선형성과 특이성이 존재하는 초음속 연소 현상에 대한 연구로서 초음속에서의 난류 특성 문제, 충격과-경계층 상호작용, 연료-공기 혼합 매커니즘, 초음속 화염의 구조 및 연소 매커니즘 등의 물리적 현상을 이해하여야 하며, 스크램제트 엔진의 흡입구/연소기 상호작용을 이해하고 제어할 수 있어야 한다.

극초음속 추진기관의 공기흡입구에서는 고온 경계층 내부의 화학 반응 및 충격과 후방의 열·화학적 비평형 효과 등의 고온 기체 효과가 흡입구의 성능에 영향을 준다. 따라서 효율적인 공기흡입구 형상의 설계를 위해서는 열·화학적 비평형 현상을 고려하여 극초음속 흡입구의 충격과 구조 및 유동 경로를 파악할 수 있는 기술이 요구된다. 또한 노즐 형상의 설계에 있어서도 열·화학적 비평형 효과에 의한 추력 손실이 고려되어야 한다.

극초음속 추진기관의 연소기는 유동 잔류 시간이 수 ms에 불과하므로 짧은 시간에 효과적인 연료/공기 혼합을 구현하여야 한다. 이를 위해 혼합 기구 형상, 연료 분사 방법 및 연료 종류에 따른 혼합 특성을 분석하여 효율적으로 연료/공기를 혼합할 수 있는 기술이 필요하다. 또한 연소기 내의 초음속 연소 과정은 충격과 유도 점화

및 충격과 유도 연소로 구성되며 초음속 유동장 내에서 안정적인 화염 구조를 유지하여야 한다. 이를 위해서 연소기 내에서의 초음속 연소 메커니즘이 규명되어야하며, 초음속 혼합방법 및 초음속 연소와의 상관관계 도출을 통해 효율적이고 안정적인 초음속 연소유지 기술이 요구된다.

위에서 언급된 내용을 중심으로 스크램제트 엔진의 효율적이고 안정적인 초음속 연소유지에 소요되는 기술을 아래 Table 1에 정리하였다.

Table 1. Technology for scramjet propulsion

극초음속 공기흡입구 및 노즐 설계기술
<ul style="list-style-type: none"> <li>· 형상에 따른 극초음속 유로 특성</li> <li>· 극초음속 고온공기 효과</li> <li>· 연소기 유입 유동 조건</li> </ul>
초음속 연료/공기 혼합 기술
<ul style="list-style-type: none"> <li>· 연소기 형상에 따른 혼합 특성</li> <li>· 연료 분사 방법에 따른 혼합 특성</li> <li>· 연료 종류에 따른 혼합 특성</li> </ul>
초음속 연소 화염 안정화 기술
<ul style="list-style-type: none"> <li>· 연소기 형상에 따른 화염 안정화</li> <li>· 당량비에 따른 화염 안정화</li> <li>· 연료/공기 혼합 특성에 따른 화염 안정화</li> <li>· 개방/폐쇄 영역에서의 초음속 연소 특성</li> </ul>

#### IV. 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 이해정도에 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 고속

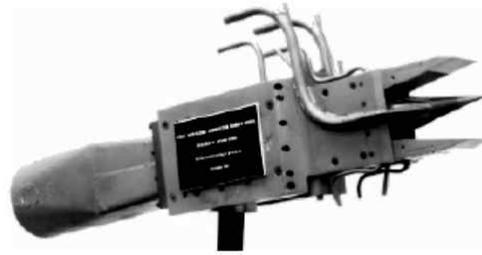


Fig. 5. First known freejet-tested scramjet in United States by Ferri

의 외부 유동장에서 연료를 연소시키고자 하는 요구에서 시작되었다. 초음속 연소에 대한 유럽의 관심은 1960년대와 1970년대에 걸쳐 미국과 유사한 방향으로 진행되었다. 초기의 스크램제트 개발 프로그램은 1964년부터 시작된 미국 NASA의 HRE(Hypersonic Research Engine)로서 초음속 연소 기술을 개발하고 시연하는 것을 목표로 하였다. 유럽의 프랑스는 1970년대부터 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].

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 염두에 두고 탄화수소를 연료로 사용하는 스크램제트 시험에도 연구비를 지원하였으며, 미 해군은 SCRAM(Supersonic Combustion Ramjet) 프로그램에서 몇 가지 상이한 탄화수소 관련연구를 수행하였다. 제 1세대 기간 동안 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 1세대 극초음속 추진 기술의 시범에 이어 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) 방식

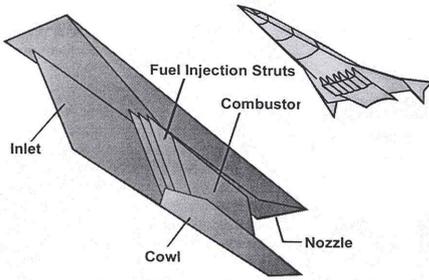


Fig. 6. Airframe-Integrated concept



Fig. 7. X-30 National Aerospace Plane

의 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.

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 위해서 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 1984년부터 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.

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) 프로그램에 착수하였으며[14], 독일은 2단식 궤도진입(TSTO : Two Stage To Orbit) 개념의 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 엔진의 개발 방향은 크게 세 갈래로 나뉘어 진다. 미 공군은 탄화수소 연료 스크램제트 엔진의 개발에, NASA 항공 사업부는 비행환경에서의 스크램제트 엔진의 시연에, NASA 로켓 사업부는 로켓-공기흡입 복합 사이클 스크램제트 엔진의 개발에 주력하였다. 진행된 각 프로그램들은 HyTech (Hypersonic Technology), Hyper-X (Hypersonic X-plane), Spaceliner 등 이다. HyTech는 액체 탄화수소 연료를 사용하는 스크램제트 기술을 향상시켜 궁극적으로 미사일에 적용하는 것을 목적으로 하였다[17]. NASA의 LaRC와 DFRC(Dryden Flight Research Center)가 주도한 Hyper-X는 지상에서 개발된 스크램제트 관련 기술들을 실질적인 극초음속 비행환경에서 입증하는 것을 목표로 하였다[18]. NASA 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 잠

Table 2. Worldwide scramjet development programs 1955–2004 (From Ronald, Ref. 7)

Era	Country/service	Eligne/vehicle	Engine type	Dates, year	Cruise Mach no.	State of development
1955–1975	U.S. Navy	External burn	ERJ	1957–1962	5–7	Combustion tests
	Russia	Chetinkov research	ERJ	1957–1960	5–7	Component tests
	U.S. Air Force	Marquardt SJ	DMSJ	1960–1970	3–5	Cooled engine tests
	U.S. Air Force	GASL SJ	SJ	1961–1968	3–12	Cooled engine tests
	U.S. Navy	SCRAM	LFSJ	1962–1977	7.5	Free-jet test
	U.S. Air Force	IFTV	H <sub>2</sub> /SJ	1965–1967	5–6	Component tests
	U.S. Air Force–NASA	HRE	H <sub>2</sub> /SJ	1966–1974	4–7	Flowpath tests
	NASA	AIM	H <sub>2</sub> /SJ	1970–1984	4–7	Cooled engine tests
	France	ESOPE	DMSJ	1973–1974	5–7	Component tests
1975–1990	U.S. Navy	WADM/HyWADM	DCR	1977–1986	4–6	Component tests
	Russia	Various research	SJ/DCR	1980–1991	5–7	Component tests
	NASA	NASP	MCSJ	1986–1994	0–26	Free-jet test(M7)
	Germany	Sänger II	ATRJ	1988–1994	4	Concept vehicle
1990–2003	United Kingdom	HOTOL	SJ	1990–1994	2–8	Combustion tests
	Japan	PATRES/ATREX	TRBCC	1990–	0–12	Component tests
	Japan	NAL–KPLresearch	SJ	1991–	4–12	Component tests
	Russia	Kholod	DCR	1991–1998	3.5–5.4	Flight tests
	Russia/France	Kholod	DCR	1991–1995	3.5–5.4	Flight tests
	Russia/United States	Kholod	DCR	1994–1998	3.5–7	Flight tests
	France	CHAMIOS	SJ	1992–2000	6.5	Component tests
	France	Monomat	DMSJ	1992–2000	4–7.5	Component tests
	France	PREPA	DMSJ	1992–1999	2–12	Component tests
	Russia	ORYOL/MIKAKS	SJ	1993–	0–12	Component tests
	France/Russia	WRR	DMSJ	1993–	3–12	Component tests
	Russia	GELA Phase II	RJ/SJ	1995–	3–5+	Flight tests
	Russia	AJAX	SJ	1995–	0–12	Concept
	U.S. Air Force	HyTech	SJ	1995–	7–10	Component tests
	United States	GTX	RBCC	1995–	0–14	Component tests
	U.S Navy	Counterforce	DCR	1995–	4–8	Component tests
	NASA	X–43A/Hyper–X	H <sub>2</sub> /SJ	1995–	7–10	Flight tests
	France/Germany	JAPHAR	DMSJ	1997–2002	5–7.6	Component tests
	United States	ARRMD	DCR	1997–2001	3–8	Component tests
	Russia	IGLA	SJ	1999–	5–14	Flight tests
	NASA	X–43C	DMSJ	1999–	5–7	Component tests
	United States	IHPDET	ATR	1999–	0–5	Component tests
	United States	RTA	TBCC	1999–	0–5	Component tests
	France	Promethee	DMSJ	1999–2002	2–8	Component tests
	India	AVATAR–M	SJ	1999–	0–14	Component tests
	United Kingdom	HOTOL Phase II	SJ	2000–	2–8	Component tests
	France	PIAF	DMSJ	2000–	2–8	Component tests
	United States	MARIAH	MHD/SJ	2001–	15	Component tests
	Australia	HyShot	SJ	2001–2002	7.6	Flight tests
	United States	Gun launch technology	SJ	2001–	–	Flight tests
	United States	ISTAR	RBCC	2002–2003	2.4–7	Component tests
	United States	X–43B	RB/TBCC	2002–2003	0–10	Component tests
Russia	Mig–31 HFL	SJ/DCR	2002–	2–10	Planned flight tests	
United States	HyFly	DCR	2002–	3–6.5	Flight tests planned	
United States	SED	SJ	2003–	4.5–7	Planned flight tests	
France	LEA	SJ/DCR	2003–2012	4–8	Flight tests planned	
United States	RCCFD	TBCC	2003–	0.7–7	Flight tests planned	

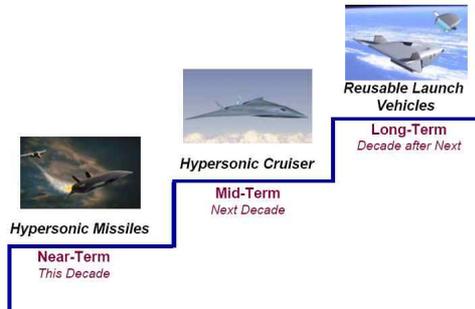


Fig. 8. Scramjet development roadmap of NGLT

재력을 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 21세기에든 여전히 고속/극초음속 추진기술, 우주 접근 기술, 우주기술 분야에서 미국의 주도권을 유지하고자 한다.

한편 미국을 제외한 국제적인 스크램제트 개발활동 또한 이 기간 동안 활발하게 진행되었다. 재사용 우주발사체 기술 개발을 위해 프랑스-러시아의 공동 개발 프로그램인 WRR(Wide Range Ramjet)이 착수되었으며, 프랑스는 또한 PREPHA(프랑스)와 Sänger(독일) 프로그램의 후속으로 독일과 협력하여 JAPHAR(Joint Airbreathing Propulsion for Hypersonic Application Research)를 수행하였다[20]. 더욱이 프랑스는 군용 목적의 가변구조식 흡열 탄화수소 연료의 이중모드 램제트 엔진 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 초음속 연소를 확인하는 비행시험을 수행하였다.

이상으로 미국을 중심으로 스크램제트 엔진의 개발사를 개략적으로 살펴보았다. 그 밖에도 스크램제트 엔진의 개발을 위한 국제적인 노력들은 계속되어 왔으며, 1955년부터 2004년에 이르기까

지 미국을 포함한 각국의 스크램제트 개발프로그램을 Table 2에 정리하였다.

### V. 맺음말

지난 40여 년간의 연구를 통해 스크램제트 엔진에 대한 상당한 기술적 진보가 이루어졌다. 스크램제트 개발의 제 1세대인 1960년대를 통해 초음속 연소의 시연 및 스크램제트 추진의 개념이 정립되었으며, 이어지는 1970년대의 제 2세대에서는 스크램제트 엔진의 극초음속 비행체로의 통합과정에서 동체통합 개념 등장하게 된다. 제 3세대에서는 1단식 궤도진입 공기흡입식 엔진의 개발을 목표로 의욕적인 연구를 수행하였으나 1980년대 당시의 기술력을 고려해 볼 때 무리한 측면이 없지 않았다. 1990년대 이후 지상시험을 검증할 수 있는 마하 7 이상의 비행시험 기술과 액체 탄화수소 스크램제트 엔진 기술에 있어서의 급속한 진보에 힘입어 제 4세대에서는 스크램제트 관련 기술들을 실질적인 극초음속 비행환경에서 입증하는 가시적인 성과를 보여주었다. 그럼에도 불구하고 실질적인 군사용 및 재사용 발사체 적용을 위해서는 상당한 발전이 요구되고 있는 형편이다. 후속 논문에서는 최근 선진국에서 진행되고 있는 스크램제트 개발 프로그램들을 살펴봄으로써 스크램제트 엔진의 기술 현황을 살펴보고자 한다.

### 후 기

본 논문은 과학기술부의 국가지정 연구실 사업 M1050000072-05J000007210과 국방과학연구소의 기초연구과제 지원으로 진행되었으며 지원에 감사드립니다.

### 참고문헌

- 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, pp. 1125-1134, 1969.
- 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, pp. 620-622, 1973.
- 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 Paper 2001-1074, Jan. 2001.
- 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 Paper 96-3152, July 1996.
- 7) Fry, R. S., "A Century of Ramjet Propulsion Technology", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 1, pp. 27-58, 2004.
- 8) Curran, E. T., "Scramjet Engines - The First Forty Years", 13th International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE Paper 97-7005, Sep. 1997.
- 9) Ferri, A., "Review of Scramjet Technology", *Journal of Aircraft*, Vol. 5, No. 1, pp. 3-10, 1968.
- 10) Trexler, C. A., "Inlet Starting Predictions for Sidewall-Compression Scramjet Inlets", 24th Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 88-3257, July 1988.
- 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 Paper 92-3101, July 1992.
- 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 Paper 93-2323, June 1993.
- 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 Paper 99-4946, Nov. 1999.
- 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*, pp. 51-57, 1996.
- 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 Paper 99-4922, Nov. 1999.
- 18) McClinton, C. R., Rausch, V. L., Sitz, J., and Reukauf, P., "Hyper-X Program Status", 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA Paper 2001-828, Jan. 2001.
- 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 Paper 2002-5175, Sept. 2002.
- 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, pp. 1177-1183, 2001.
- 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 Paper 2003-6950, Dec. 2003.
- 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 Paper 2003-7031, Dec. 2003.