

해외 선진국의 스크램제트 개발역사 및 동향(2) : 프랑스, 독일, 일본 그리고 오스트레일리아

박종찬*

Histories and Trends on Scramjet Development of Worldwide Developed Countries (2) : France, Germany, Japan and Australia

Jong-Chan Park*

ABSTRACT

Considerable achievements on scramjet technology have been performed since the end of 1950's when the improvement of performance on ramjet engine was begun. From the viewpoint of rapid and economic efficiency, scramjet propulsion system is presently regarded as the most promising one considered to be applied to the atmospheric hypersonic airplanes and ballistic weapons and even the space launch vehicles. Histories and current trends on scramjet development of France, Germany, Japan and Australia are investigated and suggested in this paper.

초 록

1950년대 후반 램제트의 성능을 개선하고자 시작된 스크램제트 관련 연구는 이후 상당한 기술적 진보를 이룩하였다. 현대의 스크램제트는 기동성 및 경제성의 측면에서 대기권 내 극초음속 비행체 및 유도무기 그리고 우주 발사체에 이르기까지 가까운 시일 내에 적용이 가능할 것으로 여겨지는 가장 대표적인 추진기관이다. 본 논문에서는 스크램제트에 대하여 해외 선진국 중 프랑스, 독일, 일본 그리고 오스트레일리아의 개발 역사 및 최근 연구 동향에 대하여 조사, 제시하고자 한다.

Key Words: Scramjet(스크램제트), Hypersonic(극초음속), Supersonic Combustion(초음속 연소)

1. 서 론

스크램제트는 기본개념에서부터 램제트와 많은 면에서 유사하기 때문에 램제트 연구에서 자

연스레 연속되는 경우가 많다. 초기 램제트 연구에 있어서 유럽의 국가들, 특히 프랑스가 선두주자 역할을 담당하고 있었다. 하지만 두 번의 세계대전 및 이후 냉전시대를 거치며 미국과 러시아라는 강대국의 군비경쟁 체제 속에서 유럽의 국가들은 점차 미국과 러시아에 비해 뒤처지게

* 한국항공우주연구원 체계종합그룹
연락처자, E-mail: jcpark@kari.re.kr

되었다. 하지만 1960년대 후반 프랑스를 시작으로 하여 80년대 및 90년대에는 독일, 일본, 오스트레일리아 등에서 본격적인 스크램제트에 관한 연구를 시작하며 극초음속 비행 경쟁에 뛰어들게 되었다. 이 국가들은 미국과 러시아와 달리 독자적인 연구개발보다는 상호 컨소시엄을 통한 개발에도 적극적으로 참여하는 특징이 있다.

본 논문에서는 극초음속 비행체 및 유도무기의 추진기관으로 현재 가장 각광을 받고 있는 스크램제트에 대해 프랑스, 독일, 일본 그리고 오스트레일리아의 주요 개발역사 및 동향을 살펴보고자 한다.

2. 국가별 스크램제트 기술의 역사와 동향

2.1 프랑스의 스크램제트 기술의 역사와 동향

초기 램제트 관련 연구에 있어서 선두주자였던 프랑스는 1946년 Roy에 의해 제안된 충격파 유도 연소 현상에 대한 연구를 수행하면서 스크램제트에 대한 연구에 본격적으로 뛰어들게 되었다. 1948년부터 1953년까지 Roy의 개념을 연구한 ONERA사는 이후 60년대 중반까지 두 종류의 연료(케로신, 액체 수소), 다양한 유동 연소 속도 조건(Mach 2.5~3), 다양한 비행모사 속도 조건(Mach 6.4~11) 그리고 추진기관 형상조건(일정 단면적 및 확산형)에 대해 연구를 수행하며, 프랑스뿐만 아니라 유럽을 대표하는 극초음속 추진기관 관련 연구기관으로 자리매김하였다 [1]. 그런데 당시 미국의 Ferri는 고정된 형상의 추진기관 설계로도 상당히 넓은 범위의 속도를 구현하는 것이 가능하다는 연구결과를 발표하였고, ONERA사의 Mestre와 Moreau는 이론적으로 Mach 4 이상의 초음속 연소가 가능함을 발표하였다. 유사한 결과로 Marguet와 Huet은 Mach 4.5 이상이 되면 초음속 연소가 가능하지만 Mach 7 이전까지는 램제트에 비해 효율이 떨어지나, Mach 7 이상에서는 효율 감소가 램제트에 비해 스크램제트가 적으므로 극초음속에서는 스크램제트가 유리함을 이론적으로 제시하였

다. 당시 많은 유도무기용 추진기관을 제작하던 ONERA사는 램제트 추진기관으로 일정 속도 이상을 얻는 것이 곤란하다는 것을 인식하고 있었는데 위의 연구결과를 이용하여 동일한 형상의 추진기관을 이용해 기존의 램제트 추진기관의 성능을 뛰어넘어 Mach 7까지 운용이 가능한 추진기관의 제작을 고려하게 되었다. 이러한 목적으로 시작된 프로그램이 바로 “ESOPE(Etude de Staroréacteur comme Organe de Propulseur Evolué)” 프로그램이다. ESOPE 프로그램의 지원하에 ONERA사는 Mach 5.5를 기준으로 저속에선 램제트 추진을, 고속에서는 스크램제트 추진을 하는 이중모드 램제트 추진기관을 본격 연구하게 된다. Figure 1은 ESOPE 프로그램 하에 고려된 이중모드 램제트 추진기관의 개념도를 나타낸 것이다. 비행시험의 수행을 위해 당시 가장 빠른 램제트 유도무기인 Stalattex에 이중모드 램제트 추진기관을 노즈에 부착해 시험할 계획을 고려하기도 하였으나, ESOPE 프로그램은 여러 가지 기술적 난제 및 프랑스 국방성의 ASMP 유도무기 개발에의 관심 집중 등의 이유로 비행시험을 수행하지 못하고 1973년 종결되었다.

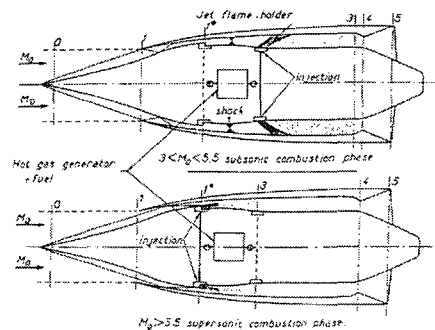


Fig. 1 Dual Mode Ramjet Engine for ESOPE Program

전 세계적으로 70년대부터 80년대 후반까지는 극초음속 추진과 관련된 연구의 침체기였다. 그러나 미국의 NASP 프로그램을 계기로 80년대 후반부터 다시 극초음속 추진에 관한 전 세계적인 관심이 높아졌는데 프랑스도 비슷한

상황이었다. 1989년과 1990년에 각기 독자적인 형태의 국가기관에 의한 극초음속 추진기관 관련 위원회 2개가 발족하였는데, 하나는 정부의 우주정책에 관한 것이었고, 다른 하나는 정부기관의 주도 하에 극초음속 추진기관 관련 산업체의 협력에 관한 것이었다. 두 위원회간의 협의를 통해 프랑스는 1990년 여름 "PREPHA(Research and Technology Program for Advanced Hypersonic Propulsion)" 프로그램을 추진할 것을 합의하였다. PREPHA 프로그램은 우주 발사체와 같은 실제 비행체에 적용이 가능한 대형 스크램제트 추진기관에 관심을 두고 다음과 같은 5가지의 구체적인 목표를 설정하였다 : 1) 스크램제트 엔진의 설계 및 지상시험, 2) 관련 시험설비의 개발, 3) 수치적 접근방법 개발, 4) 신소재의 개발, 5) 비행체 연구. 1999년까지 진행된 PREPHA 프로그램은 ATD 5(connected-pipe test bench), LAERTE(optical measurement laboratory), S4MA(hypersonic wind tunnel) 등의 시험설비 개발, FLU3M, MSD 등의 해석용 코드의 개발, 스크램제트 추진기관 컴포넌트에 관한 수많은 실험, 실리콘 카바이드 및 세라믹 글래스 등의 재료 적용, 러시아 CIAM과의 공동 비행시험 연구 등 많은 연구성과를 획득하였다[2,3].

최근까지 프랑스에서 극초음속 추진기관과 관련하여 수행한 프로그램은 3가지가 있다. 첫 번째는 "PROMETHEE"로 프랑스 국방부의 지원 하에 탄화수소 계열의 연료를 이용한 이중모드 스크램제트 추진기관을 적용한 공대지 유도무기를 개발하는 것이다. ONERA사와 MBDA-France사가 공동으로 수행 중인 이 프로그램은 현재 비행모델과 같은 크기의 지상시험 모델의 설계 및 제작이 완료되었고, 지상 시험을 수행 중이다 [4]. Figure 2은 PROMETHEE의 개념도이다.

두 번째는 "JAPHAR"라고 명명된 프로젝트로, 프랑스의 PREPHA와 독일의 SÄNGER의 연구 결과를 바탕으로 시작되었다. JAPHAR는 Mach 2~12 범위에서 가용할 수 있는 수소연료 이중모드 스크램제트 추진기관 기술 평가를 목표로 프랑스의 ONERA사와 독일의 DLR이 공동으로

수행한 프로젝트이다.

세 번째는 가장 최근에 수행 중인 과제로 2003년 시작된 "LEA"이다. LEA는 이중모드 램제트 추진기관을 이용한 비행체의 비행시험을 수행하기 위해 현재 추진 중이라고 알려져 있다.

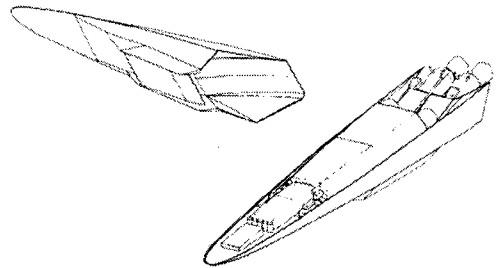


Fig. 2 Concept Drawing of PROMETHEE

2.2 독일의 스크램제트 기술의 역사와 동향

독일의 스크램제트 관련 연구는 1987년 독일 정부가 "HTP(Hypersonic Technology Program)"를 추진하면서 시작되었다. 이 프로그램은 "SÄNGER"로 명명된 재사용이 가능하며 수평 이착륙을 할 수 있는 이단형(TSTO : Two-Stage-to-Orbit) 우주 발사체의 개발에 목표를 두었다. "SÄNGER"라는 명칭은 최초로 우주 발사체를 설계한 독일의 과학자 Eugen Sänger를 기념하는 의미이다. Figure 14는 SÄNGER의 개념도를 보여준다. SÄNGER의 1단 발사체는 "EHTV (European Hypersonic Transport Vehicle)"이다. 기본적인 제원은, 최고 속도 Mach 6.8, 이륙 중량 366,000kg, 페이로드 중량(2단 포함) 112,000 kg, 길이 84.5m, 날개 폭 41.4m로 고려되었다. 특히 EHTV의 추진기관은 수소연료를 이용한 터보램제트 시스템으로 고려되었다. 2단 발사체는 NASA의 스페이스 셔틀 오비터와 유사한 크기로 유인 및 무인기 2대가 별도로 고려되었다. 유인 발사체는 "Horus(Hypersonic Orbital Reusable Upper Stage)"로 3,000kg의 페이로드를 450km 지구 궤도로 올리는 것을 목표로 하였다.

무인 발사체는 "Cargus"로 명명되었고 8,500kg의 페이로드를 200km 지구 궤도에 올리는 것을 목표로 하였다. Horus와 Cargus 모두 수소와 산소를 추진제로 한 로켓 시스템이다. SÄNGER 프로젝트는 1단 추진기관으로 스크램제트 방식에 대한 관심이 증폭되면서 1993년 "SCRAM-Jet Technology" 프로그램이 추진되자 1995년 종결되었다. SÄNGER 프로그램은 이후 프랑스와 공동으로 수행한 JAPHAR 프로그램을 통해 그 명맥을 유지하였다[1].

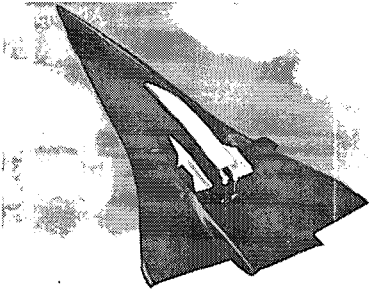


Fig. 3 Concept Drawing of SÄNGER

독일 항공우주국 DASA의 주도 하에 진행되는 "SCRAM-Jet Technology" 프로그램은 Table 1과 같이 독일 및 해외 기관의 협력 하에 진행되었다. 독일에서 개발된 추진기관의 실제 비행성능

Table 3. Cooperating Organization List for German "SCRAM-Jet Technology" Program

기관(국가)	역 할
DASA-MTU	· Program Coordination · Combustor and Engine Model Design
DASA-BCE	· Performance Synthesis & Combustor Specification
DASA-M/RWTH Aachen	· Intake Design
DLR-Cologne	· Laser Measurement Techniques
UNI Stuttgart/ DLR Lampoldshausen	· Fuel Injection Devices
AEDC (미국)	· Freejet Test
TsAGI (러시아)	· Model Manufacturing · Laser Measurement Techniques · Connected Pipe Test · Free-jet Test
RADUGA (러시아)	· Flight Test

확인을 위해 추진기관을 부착하여 충분한 속도까지 가속을 하기 위한 극초음속 비행체로 러시아 RADUGA D2가 선정되었다. RADUGA D2는 길이 11.67m, 동체직경 0.92m, 추력 70kN, 최고속도 Mach 6.3의 액체로켓으로 이미 러시아 내에서 극초음속 추진기관 시험용 발사체로 이용된 경력이 있는 발사체이다. 몇 가지 형태의 축소형 엔진을 D2에 장착하여 비행시험이 수행되었는데 시험결과에 대해서는 별로 알려진 바가 없다[1].

23 일본의 스크램제트 기술의 역사와 동향

일본의 초기 스크램제트 관련 연구는 1970년대 후반부터 시작되었다. Yoshida와 Tsuji의 초음속 연소 및 점화 메커니즘 연구, Tsuji와 Matsui의 아음속 연소 및 연료의 recirculation 현상 연구, Takeno 등의 정상 충격파 유도 연소(normal shock induced combustion) 현상의 연구, 그리고 Kimura 등의 Mach 2.1, 2.7에서의 플라즈마 제트 연소 및 화염 안정화 현상에 관한 연구가 초기 연구성과 중 주목할 만하다. 하지만 일본의 초기 스크램제트 관련 연구는 대부분 대학의 실험실 수준에 머물러 있었다.

본격적인 스크램제트 추진기관 관련 연구는 일본 항공우주기술연구소(NAL) 내 카쿠다 연구센터(KRC)의 참여를 통해 시작되었다고 할 수 있다. NAL-KRC(현재는 XASA KSPC로 명칭바뀜)는 70년대 후반부터 수행해온 자체 및 대학기관의 관련 연구기술을 바탕으로 1990년대 초반 측벽 유입구 압축방식(side wall compression type) 스크램제트 추진기관을 제작하였다(Fig. 4 참조). 추진기관의 크기는 폭 20cm, 높이 25cm, 길이 2.1m이다. 이와 아울러 NAL-KRC는 램제트/스크램제트 추진기관 지상 시험설비인 "RJTF (Ramjet Engine Test Facility)"를 1994년 완성하였다. 93년 완공 후 1년간의 교정시험 과정을 거쳐 가동에 들어간 RJTF는 청정공기를 저장하여 시험에 이용하는 "SAH(Storage Air Heater)"와 공기를 연소하여 시험에 이용하는 "VAH (Vitiated Air Heater)"를 이용, Mach 4, 6, 8의

속도범위와 고도 20km에서 35km까지의 조건을 구현할 수 있다. 1994년 3월 첫 시험이 수행된 이래 140여회 이상의 시험이 수행되었다. RJTF의 SAH는 청정공기를 이용하는 시험설비 중 세계에서 가장 빠른 속도의 시험을 수행할 수 있는 설비로 알려져 있다. Figure 5는 RJTF의 구성도를 나타낸다[2,5].

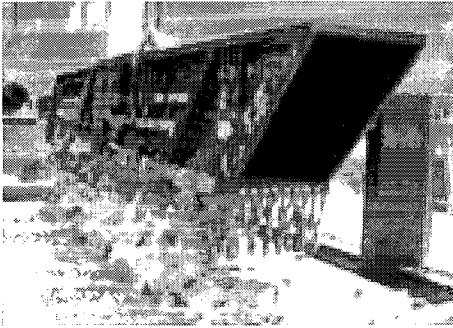


Fig. 4 Scramjet Model of NAL-KRC

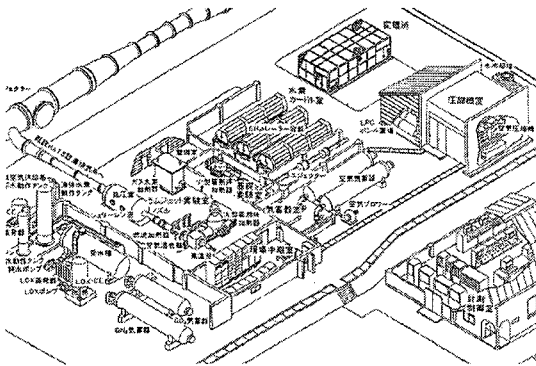


Fig. 5 NAL-KRC RJTF

한편 일본에서 1980년대 후반부터 진행해온 “HOPE(H-II Orbiting Plane)” 프로그램의 일환으로 SSTO 비행체를 개발하기 위한 “HOPE-X : Spaceplane” 계획을 수행하여 오고 있다. Spaceplane은 Fig. 17과 같이 길이 94m, 승객정원 10명급의 극초음속 비행체로 NAL은 Spaceplane을 2005년 개발 완료하여 2020년 상업비행을 수행할 계획이었던 것으로 알려져 있다. 이를 위해 극초음속 지상 시험설비를 필요로

하게 된 일본은 1990년부터 “HIEST(High Enthalpy Shock Tunnel)” 개발 계획을 수립하여 97년 11월 NAL-KRC에 완공하였다. 정체 엔탈피 25MJ/kg 및 정압 150MPa까지, Mach 8~15까지의 속도범위를 갖도록 설계된 HIEST는 2001년까지 400회 이상의 시험을 수행하였다[2].

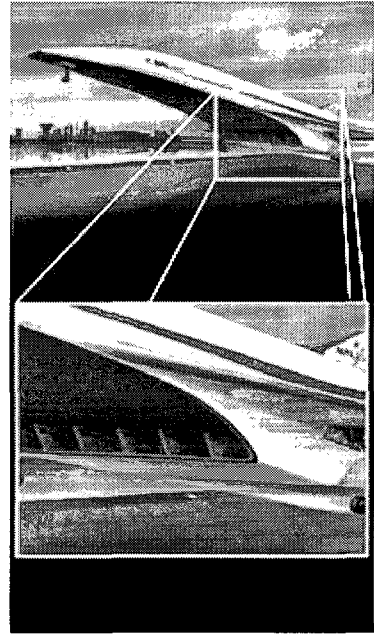


Fig. 6 NAL Spaceplane

26 오스트레일리아의 스크램제트 기술의 역사와 동향

1981년 R. J. Stalker를 중심으로 오스트레일리아에서의 스크램제트 연구가 시작된 이후 오스트레일리아의 대표적인 스크램제트 추진기관 관련 연구기관의 역할을 퀸즈랜드 대학교가 담당하여 왔다. 1968년 완공된 T3과 1987년 완공된 T4는 오스트레일리아의 대표적인 스크램제트 관련 시험설비이다. 두 시험설비는 모두 피스톤을 이용한 충격파 풍동으로, T3는 Stalker가 퀸즈랜드 대학으로 옮기기 전 오스트레일리아 국립 대학교에 만든 시험설비이다. T3는 고엔탈피 흐름에 대한 광학측정 등 주로 물리학자들이 많이 이용하고 있다. T4는 1987년 퀸즈랜드 대학 내에 완공되었으며, 스크램제트 추진기관 시험을 위해

설계되어, 오스트레일리아의 본격적인 스크램제트 관련 연구에 큰 기여를 하였다. 특히 퀸즈랜드 대학이 주도가 되어 전 세계 연구기관 및 대학이 연합하여 추진 중인 "HyShot" 프로그램은 오스트레일리아의 스크램제트 추진기관 관련 기술 수준을 한 단계 높이는데 큰 영향을 미쳤다. HyShot 프로그램은 오스트레일리아의 퀸즈랜드 대학이 중심이 되어 미국, 영국, 일본, 한국 등이 참여한 국제 컨소시엄 형태의 프로그램으로 세계최초로 비행시험을 통해 초음속 연소를 성공하였다.

HyShot 프로그램에 이용된 추진기관은 Fig. 7과 같다. 이 추진기관은 순추력을 발생시키는 것이 목적이 아니라 충격 풍동에서의 실험 데이터와 실제 비행시험시의 데이터가 일치하는지를 확인하기 위해 제작된 것이다. 따라서 추진기관 내외부에 설치된 약 40개의 압력센서 값을 측정하는데 목적을 두었으며, 이를 위해 유동장을 가장 간단히 구현하는 것을 설계목적으로 했다. HyShot 프로그램은 비행시험을 가장 저렴하고 안전하게 수행할 수 있도록 비행궤적을 Fig. 8과 같이 큰 포물선을 그리는 것으로 택했다. 1단 고체로켓인 Terrier가 점화된 후 약 6초간 연소되어 4,000km/hr의 속도로 가속이 되면 Terrier는 분리되고 2단 모터인 Orion이 약 26초간 연소되어 고도 약 56km 지점에 속도 8,300km/hr로 가속을 시키고 점화를 멈춘다. Orion은 분리되지 않고 노즈와 계속 붙은 상태에서 아포지(apogee)



Fig. 7 Scramjet Engine for HyShot

점인 고도 315km까지 상승한다. 이때 Orion 비행체는 하강 시 노즈부가 지면을 향하도록 질소 분사를 통한 자세제어를 수행한다. 자유낙하를 통해 속도를 회복한 발사체는 고도 35km 지점에서 Mach 7.6이 되는데 이 지점부터 9초간 초음속 연소를 시험하게 된다. 압력데이터는 통신 장비를 통해 모두 지상국에 실시간으로 전송이 되지만, 만약을 대비해 발사체 내에 설치된 데이터 저장 시스템이 충돌 직전에 강제 분리되어 낙하산을 이용해 지상에 안전하게 낙하하도록 되어 있다.

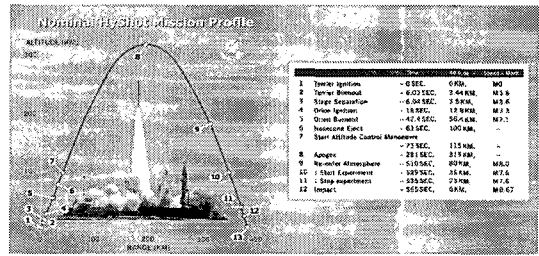


Fig. 8 Nominal HyShot Mission Profile

Table 4. Cooperating Organization List for Australia "HyShot" Program

국가	업체 및 연구기관명
호주	Univ. of Queensland Astrotech Space Operations Defense, Science and Technology Organization (DSTO) Dept. of Defence Dept. of Industry Science and Resources The Australian Research Council Australian Space Research Institute (ASRI) Alesi Technologies NQA Australian Research and Development Unit (ARDU) Luxfer
미국	NASA Air Force Office and Scientific Research (AFOSR)
영국	Defence Evaluation and Research Agency (DERA)
독일	The German Aerospace Center (DLR)
한국	Seoul National Univ.
일본	National Aerospace Laboratories (NAL)

비행시험은 2001년 10월 30일과 2002년 7월 30일에 실시되었다. 첫 번째 시험은 비행 시 발생한 오류로 인해 Orion 및 스크램제트 추진기관이 예상궤적을 벗어난 문제가 발생하였으나, 두 번째 시험은 성공적으로 수행되었다. HyShot 프로그램을 통해 세계 최초로 비행조건 중 초음속 연소가 구현이 가능함을 확인하게 되었으며, T4와 같은 지상 시험설비에서 수행된 시험결과와의 비교를 통해 지상시험 결과의 신빙성을 확인할 수 있는 계기를 마련하게 되었다. Table 2에는 HyShot 프로그램에 참여한 각국의 기업체 및 연구기관이 언급되어 있다[6].

3. 맺음 말

1950년대 후반부터 수행되어온 스크램제트 관련 연구는 현재까지 상당한 기술적 진전을 이뤄내며 기동성 및 경제성 측면에서 근시일 내에 대기권 내 항공기 및 유도무기, 그리고 우주 발사체에 이르기까지 거의 모든 부문의 항공우주 관련 추진기관 분야에서 가장 주목을 받을 것으로 예상된다. 본 논문은 이러한 성과를 이뤄내기 위해 매진해 온 국가들의 그동안의 스크램제트 연구개발 추진과정의 역사 및 최근 동향을 국가별로 정리하여 보았다. 이를 바탕으로 전 세계적 스크램제트 연구개발의 동향 및 추세를 확인하며, 국내의 관련 연구방향을 설정함에 있어 참고가 될 수 있을 것으로 예상하는 바이다.

후 기

본 논문은 과학기술부에서 시행·지원한 해외 첨단기술 정보사업(2003)의 연구결과로 작성되었습니다. 이에 저자는 지원 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고 문헌

1. Curran, E., Murphy, S., "Scramjet Propulsion", Vol. 189, AIAA Press, 2000
2. Frank, K., Marren, D., "Advanced Hypersonic Test Facilities", Vol. 198, AIAA Press, 2002
3. Falempin, F., Scherrer, D., Laruelle, G., Rostand, P., Frataci, G., "French Hypersonic Propulsion Program PREPHA - Results, Lessons and Perspectives", AIAA-95-1565
4. Serre, L., Falempin, F., "PROMETHEE : The French Military Hypersonic Propulsion Program Status in 2002", AIAA-2002-5426, 2002
5. Yatsutanagi, N., Chinzei, N., Wakamatsu, Y., Masuya, G., Iwagami, S., Endo, M., Hanus, G., "Ramjet Engine Test Facility (RJTF) in NAL-KRC, Japan", AIAA-98-1511, 1998
6. Alesi, H., Paull, A., "The Hyshot Program", ASRI Newsletter, No. 15, Sep., 1999