

해외 선진국의 스크램제트 개발역사 및 동향(1) : 미국과 러시아

박종찬*

Histories and Trends on Scramjet Development of Worldwide Developed Countries (1) : USA & Russia

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 USA and Russia 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 미국과 러시아의 개발 역사 및 최근 연구 동향에 대하여 조사, 제시하고자 한다.

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

1. 서 론

1903년 라이트 형제에 의해 인류 최초의 동력 비행이 성공한 이래로 하늘을 나는 것은 인간의 꿈에 대한 도전과 실현의 상징이 되어왔다. 이후

인류는 좀 더 높이, 좀 더 빠르게 날고자 하는 꿈을 이루기 위해 부단히 노력하여 대기권 내 음속 통과, 항공교통의 대중화 및 달 탐사선 발사, 우주 왕복선의 개발 등 현재와 같은 항공우주 시대를 이룩하였다. 항공우주 기술은 현재 계속하여 발전해 나가고 있는데, 현대 항공우주 비행체 개발의 가장 큰 이슈는 크게 "기동성"과

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

“경제성”의 관점으로 나눌 수 있다. 지금까지의 대기권 내 비행체가 “안정성”을 위한 개발의 단계를 거쳤다고 한다면, 앞으로는 “기동성”, 즉 좀 더 빠른 속도를 구현하는 개발의 단계를 거칠 것이다. 지구 반대편의 국가를 2시간 만에 주파할 수 있는 극초음속 항공기의 개발, 초음속 전투기에 대응할 수 있는 극초음속 유도무기의 개발에 대한 노력은 이러한 “기동성”에 대한 좋은 예라고 할 수 있다. 이와 아울러 재사용이 가능한 경제적인 우주 발사체의 개발은 “경제성”의 좋은 예라고 할 수 있다. 산화제 및 연료를 모두 싣고 발사하는 기존 우주 발사체의 경우 현재까지 개발된 가장 발전된 형태의 우주 발사체인 우주 왕복선의 경우에도 페이로드 1kg 당 수만 달러의 비용이 든다고 알려져 있는데 이를 개선하기 위해 일반 비행기와 같이 이착륙을 할 수 있으며 1단 혹은 2단의 엔진의 구성으로 페이로드를 원하는 궤도에 올릴 수 있는 SSTO (Single Stage To Orbit), TSTO(Two Stage To Orbit) 개념의 추진기관 및 비행체가 개발되고 있는 것은 점차 비행체 운용에 대한 경제성을 고려하는 것이라고 할 수 있다.

이와 같은 현대 항공우주 비행체 개발의 두 가지 관점을 동시에 만족시킬 수 있는 가장 주목받는 기술이 바로 “스크램제트(Scramjet)”이다. 스크램제트 추진기관에 대한 본격적인 연구는 1950년대 후반 램제트 추진기관의 성능을 개선하고자한 노력에서부터 기인한다고 할 수 있다 [1]. 당시 램제트 추진기관을 이용한 유도무기의 개발은 세계 2차대전 종전 그리고 냉전시대의 돌입과 함께 서구 열강의 지대한 관심을 불러일으켰다. 특히 이미 1946년 프랑스의 Roy에 의해 제안된, 충격파에 의해 유도된 극초음속 흐름에 연소를 일으킬 수 있다는 개념이 미국의 Nichols, Ferri 등에 의해 Mach 3 부근의 초음속 흐름에서 안정적인 연소가 가능함이 실증되면서 램제트 추진기관의 단점을 극복하고 더욱 빠른 추진기관을 만들 수 있을 것이라는 가능성을 기대하게 되었다[2]. 당시의 램제트 추진기관 전문가들은 Mach 5 이상의 추진기관을 만드는데

어서 램 압축의 문제점인 항력의 증가와 열해리 발생의 문제에 많은 고심을 하고 있었다. 50년대 후반과 60년대 초반에 미 Brooklyn 공대의 Ferri, 미 JHU/APL의 Avery, Dugger 등이 주축이 되어 수행한 연구결과는 램제트 추진기관의 이러한 문제점을 해결할 수 있는 실마리를 제공하였다. 그들은 Mach 6~8 범위 구간에서의 연소 시 추진기관 내부의 공기흐름을 초음속으로 유지할 경우, 고온 열해리 및 고압 연소실 조건을 발생시킬 수 있는 아음속 연소조건보다 낮은 연소 온도 및 낮은 압력분포를 유지할 수 있음을 실험을 통해 확인하였다. 이를 통해 그들은 Mach 6~8 범위에서 초음속 연소 조건이 기존의 램제트 연소조건보다 훨씬 우수한 성능을 보여준다고 결론지었다. 이 후 여러 서구 선진국들은 유도무기에 적용하기 위한 램제트 추진기관과 별도로 스크램제트 추진기관에 대한 연구를 본격 추진하게 되었다[3].

본 논문에서는 극초음속 비행체 및 유도무기의 추진기관으로 현재 가장 각광을 받고 있는 스크램제트에 대해 해외 선진국 중 우선 미국과 러시아의 주요 개발역사 및 동향을 살펴보고자 한다.

2. 국가별 스크램제트 기술의 역사와 동향

2.1 미국의 스크램제트 기술의 역사와 동향

Ferri, Dugger 등의 연구를 통해 수소를 연료로 한 스크램제트 추진기관의 극초음속 가능성을 확인한 미 공군은 1960년대 초반부터 스크램제트 연구에 관한 지원을 시작하였다. 미 공군이 지원하고 Ferri의 지휘 하에 Brooklyn 공대,

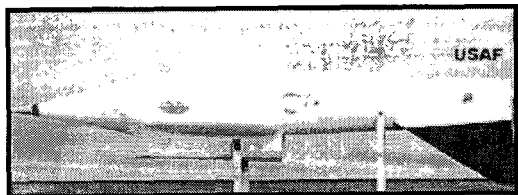


Fig. 1 USAF IFTV

GASL(General Applied Science Laboratories)사가 참여한 IFTV(Incremental Flight Test Vehicle) 프로젝트가 1965년 4월부터 시작되었다. IFTV는 Fig. 1과 같이 동체 주위에 4기의 수소연료 스크램제트 추진기관이 장착된 시험 비행체이다. 그러나 IFTV는 지상시험시 공기 흡입구와 연소실 사이에 치명적인 문제점이 발견되어 비행시험이 지연되다가 기술적 문제점을 해결하지 못하고 1967년 8월에 취소되었다.

미 공군이 지원한 또 다른 프로젝트로 1964년부터 1968년까지 GASL사에서 수행된 "저속 고정구조 스크램제트 엔진(Low-Speed Fixed Geometry Scramjet Engine)"이 있다. 이 엔진의 특징은 공기흡입구가 가변형은 아니지만 비행속도에 따라 공기역학적인 수축비가 변하여 Mach 3에서 12사이에서 작동이 되도록 설계되어 있다는 점이다. Figure 2는 본 엔진의 형상을 보여준다. 본 엔진은 Mach 7.4로 지상시험이 성공적으로 수행되었다.

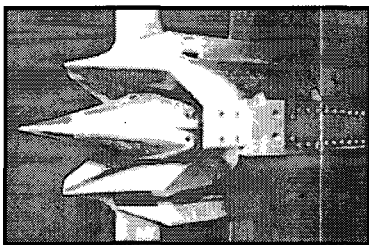


Fig. 2 Low-Speed Fixed Geometry Scramjet Engine

NASA의 스크램제트 관련 연구는 1964년 HRE(Hypersonic Research Engine) 프로그램을 통해 시작되었다. HRE 프로그램은 재사용이 가능한 유인 극초음속 비행체용 추진기관을 연구하는데 그 초점이 맞춰져 있었다. 당시 다른 과제의 목적으로 이미 운용 중이었던 X-15 비행체가 시험 중 발생한 파손으로 새로 제작하게 될 시점에서 극초음속 추진기관을 장착하여 그 성능을 확인하고자 하는 계획을 세우게 되었다. 이를 통해 개발, 제작된 비행체가 "X-15A-2"였다. (Fig. 3 참조) X-15A-2는 실제 비행시험을 수행

하지 못한 채 1968년 프로젝트가 종결되었지만, HRE 프로그램을 통해 지상시험 수행을 위한 2종류의 실물크기 추진기관이 제작, 시험되는 성과를 얻었다. SAM(Structural Assembly Model)은 실물크기의 구조 모델로 Hasteloy-X 합금으로 제작되었으며 수소 냉각방식이 적용되어 있고, NASA 랭글리 연구소의 8피트 고온풍동(8'-HTT)에서 연소시험에 적용되었다. AIM(Aerodynamic Integration Model)은 공력성능 시험용 모델로 Nickel-200 합금으로 제작되었으며 NASA John H. Glenn 연구소의 HTF(Hypersonic Test Facility)에서 시험, 적용되었다. 총 52회, 약 2시간 정도의 누적 연소시간의 시험을 완료한 후 HRE 프로그램은 Mach 5~7 범위에서 유입구, 연소실의 구조, 추진기관의 공력성능 등에 대한 광범위한 연구 결과를 남기고 종결되었다. HRE 프로그램은 스크램제트 추진기관에 관한 기본적인 성능확보에 있어 큰 역할을 하였고, 프랑스 및 러시아 등 다른 국가의 관련 연구에도 지대한 영향을 미쳤다. Figure 4는 HRE 엔진의 형상을 보여준다.

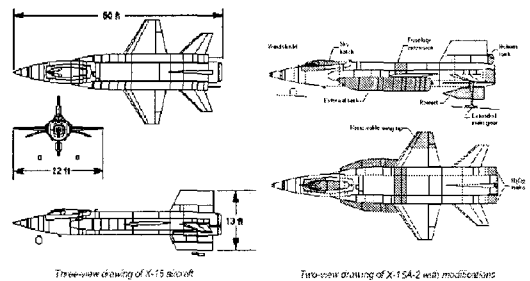


Fig. 3 NASA X-15 & X-15A-2

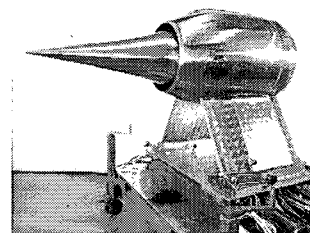


Fig. 4 Configuration of NASA HRE

비슷한 시기에 미 해군에 의해 지원된 프로그램이 1962년부터 1978년 사이에 수행되었다. JHU/APL에서 수행된 이 프로젝트는 “초음속 연소 램제트 미사일(SCRAM : Supersonic Combustion Ramjet Missile)”로 명명되었으며, 기존에 램제트 및 스크램제트 추진기관에 사용된 연료와는 다른 붕산염(borane)과 알루미늄 알킬(aluminium alkyl)과 같은 저장성 반응 연료를 사용하여 합성 발사용 소형 미사일을 개발하는 것을 목표로 하였다. 수백 회의 지상 시험을 통해 연소실-유입구 격리장치 기술을 개발하는 성과를 올리기도 한 이 프로그램은 사용 연료에 대한 미 해군 측의 신뢰성 미확보로 실전에 배치되지는 못했다. Figure 5는 SCRAM의 개념도를 나타낸다.

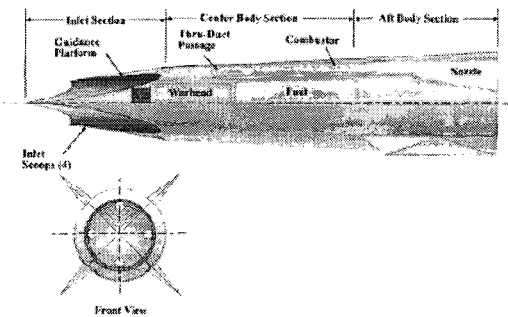


Fig. 5 US Navy SCRAM

지금까지 살펴본 추진기관의 형태는 주로 축대칭의 환형 형태가 대부분이었다. 그런데 극초음속 비행체의 성능을 향상시키기 위한 방안으로 추진기관의 기체통합(Airframe-integrated) 개념이 점차 주목을 받게 되었다. 기체통합 추진기관에 대한 연구는 1984년부터 수행된 “NASP (National Aero-Space Plane)” 프로젝트를 통해 구체화되었다. NASP 프로젝트는 X-30으로 명명된 단단형(SSTO) 궤도 발사체를 개발하는 것을 목표로 하였다(Fig. 6 참조). 이를 위해 수소를 연료로 하여 Mach 4~25 범위에서 사용 가능한 스크램제트 추진기관을 개발하고자 했다. 프로젝트가 종결된 1994년까지 총 30억 달러가 소요된

NASP 프로젝트는 프로젝트를 관리하기 위한 JPO(Joint Program Office)가 1986년 미국 내 Wright-Patterson 공군기지에 설치되면서 본격 시작되었는데 이는 NASA, 국방성 및 2개의 추진기관 계약업체, 5개의 기체 계약업체, 6개의 연구기관이 참여한 거대한 프로젝트였다. 이 기간 중 많은 관련 시험설비가 보수 혹은 신설되었고, 최대 연 5,000여명의 엔지니어가 프로젝트에 참여하였다. NASP 프로그램이 진행되는 동안 여러 가지 형태의 추진기관이 제안, 제작되었고 NASA의 랭글리 연구소에서 지상시험이 수행되었다. 이 중 최종 모델로 고려된 2가지의 추진기관이 1993년과 94년에 각각 개발되었다. 첫 번째 모델은 SXPE(Subscale Parametric Engine)으로 Mach 5~8의 속도범위에서 142회 시험되었으며, 두 번째 모델인 CDE (Concept Demonstration Engine)은 SXPE보다 30% 큰 모델로 Mach 6.3과 7.0에서 시험되었다. 그러나 NASP 프로젝트는 비용이 너무 많이 소요되고 기술적 위험도가 크다는 판단에 의해 추가 예산배정이 되지 않아 비행시험을 수행하지 못한 채 1994년 종결되었다. 현재까지 NASP 관련 기술은 많은 부분 기밀로 분류되어 있으나 스크램제트와 관련하여 수많은 연구 성과와 시험결과를 확보할 수 있는 계기가 되었으며 전 세계적으로 극초음속 추진기관 관련 연구를 촉진시키는 역할을 하였다[4].

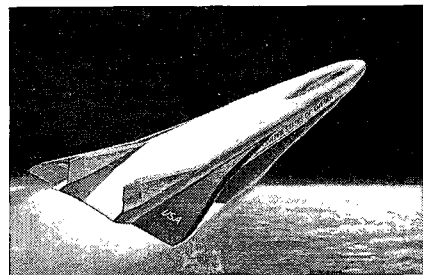


Fig. 6 Concept Drawing of NASP X-30

최근 들어 NASA는 기체 통합 추진기관 스크램제트 비행체에 대한 새로운 연구를 수행 중인

데, 이는 “Hyper-X”라고 명명되었다. Hyper-X는 Mach 7~10 범위에서 실제 비행시험을 수행하는 것을 목표로 1997년부터 NASA의 랭글리 연구소와 드라이든 연구소가 공동으로 진행 중이며, 첫 비행모델은 X-43A로 명명되었다. Figure 7은 X-43A의 개념도를 보여준다. Mach 7 조건에서 지상시험을 성공적으로 수행한 X-43A는 Fig. 8에서 볼 수 있듯이 B-52 전폭기에 장착되어 고도 20,000ft까지 올라가 다음, Pegasus 고체 로켓 부스터에 의해 고도 100,000ft에서 시험조건 속도인 Mach 7 또는 10까지 가속된 후 비행시험을 수행하도록 계획되었다. 실제 비행시험이 2001년 6월과 2004년 3월 그리고 2004년 11월에 수행되었다. 첫 번째는 부스터 작동불량으로 인해 실패하였으나 두 번째에는 Mach 7의 속도로 10초간, 세 번째에는 Mach 9.8의 동력비행에 성공하였다. NASA는 X-43A의 성공을 바탕으로 X-43C 및 X-43B 계획을 미 공군 등과 함께 체계적으로 추진 중이다. X-43C 및 X-43B에 대한 좀 더 자세한 내용은 문헌[5]에 상세히 언급되어 있다.

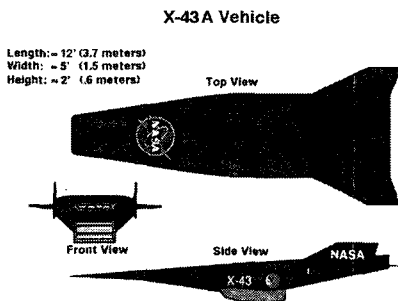


Fig. 7 NASA X-43A

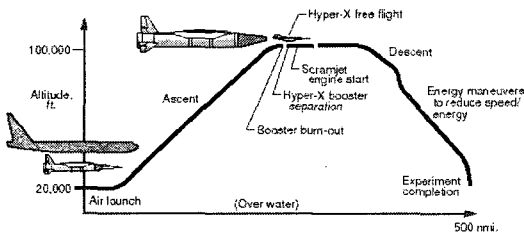


Fig. 8 X-43A Flight Mission Profile

한편 NASP 프로젝트 종료 후 좀 더 현실적이고 가시적인 성과를 단기간 내에 무기체계에 적용하기를 원한 미 공군은 미 국방성의 지원 하에 Mach 4~8 영역에서의 유도무기 추진을 위해 탄화수소 계열의 연료를 사용하는 스크램제트 추진기관 개발을 결정하고 이를 “HyTech” 프로그램으로 명명하였다. 현재 Pratt & Whitney사에서 개발 중인 추진기관은 이중모드로 작동하고 혼합압축 유입구(mixed-compression inlet), 연료냉각 구조(fuel-cooled structure)가 적용된다고 알려져 있다. HyTech 프로그램은 일단 스크램제트를 적용한 유도무기 개발을 진행 중이나 향후 극초음속 전투기의 개발에도 연구를 수행하게 될 것이다.

미래의 극초음속 추진기관 연구와 관련하여 NASA는 1997년부터 마샬 우주비행 센터를 중심으로 차세대 우주비행체 개발을 위해 “ASTP (Advanced Space Transportation Program)”을 추진 중이다. 이 프로그램은 NASA의 제 3세대 RLV(Reusable Launch Vehicle)의 실현을 위한 연구를 지원하는 것을 목적으로 한다. 제 3세대 RLV는 향후 연 1,000~2,000회의 발사 시를 고려해 지구 저궤도에 페이로드를 현 10,000\$/lb 수준에서 100\$/lb 수준으로 낮추고 발사 위험도를 10^{-6} 수준으로 낮추는 것을 목표로 한다. 이 프로그램에서 고려하는 추진기관으로 스크램제트를 이용한 RBCC(Rocket Based Combined Cycle), TBCC(Turbine Based Combined Cycle)가 고려대상이 되고 있다. 앞서 언급한 Hyper-X의 X-43A 및 X-43C도 ASTP의 일부 지원을 통해 수행되고 있으며, 현재 “ISTAR” 프로젝트로 불리는 RBCC 추진기관과 “RTA” 프로젝트로 불리는 TBCC의 지상시험 모델이 각각 풍동시험 수행 및 최종 설계 검토단계에 있는 상태이다 [6].

22 러시아의 스크램제트 기술의 역사와 동향

스크램제트는 그 기본개념부터 램제트와 많은 연관성이 있기 때문에 램제트의 연구가 그 바탕

이 되는 경우가 많다. 러시아는 이미 1929년 Stechkin이 램제트 추진에 관한 기본 이론을 정리, 발표하였고, Pobedonostsev나 Merkulov 등의 램제트 추진기관의 실험 수행 등 램제트 추진기관에 관한 기본 선행연구가 많이 수행되어 있었다[7].

전 세계의 스크램제트 관련 연구의 특징 중 하나는 스크램제트의 연구가 여러 국가에서 비슷한 시기에 독립적으로 수행되었다는 점이다. 러시아 최초의 스크램제트 추진기관 관련 특허는 1957년에 제출되었다. 제출자는 이미 1936년부터 램제트 추진기관의 연구에 참여했던 Shchetinkov로, 그는 러시아의 공기흡입 극초음속 추진기관 연구에 가장 큰 영향력을 미친 선구자의 한 사람으로 평가받고 있다. 세계 2차대전 종전 후 NII-1(Scientific Research Institute No. 1. 현재는 Keldish Research Center)에서 스크램제트 추진기관 관련 연구를 시작하였고 이후 그가 사망한 1976년까지 러시아의 거의 모든 극초음속 추진기관 관련 연구의 책임자로서 역할을 수행하였다. 실제로 그의 연구는 Mach 20까지의 범위에 대한 스크램제트 추진기관의 성능 계산, 연료를 이용한 추진기관의 냉각방식, 추진기관의 동체 통합설계 뿐만 아니라 최근에서부터 각광을 받고 있는 스크램제트를 이용한 복합 사이클 개념에 대해서도 독자적으로 연구하여 그 필요성을 제기하였다. Shchetinkov와 함께 러시아 극초음속 추진기관 분야의 또 한명의 위대한 선구자로 추앙받는 사람은 Bondaryuk이다. 1940년대 중반 러시아의 램제트 추진기관 설계의 중심기관이었던 "Krasnaya Zvezda"의 수석이었던 그는 후에 SA-4 Ganef와 Burya를 개발하는데 결정적인 역할을 하였다. Bondaryuk은 Shchetinkov의 스크램제트 추진기관 개념안을 실제 개발하는 역할을 담당하였다. 이들의 선구자적 노력은 러시아의 스크램제트 관련 연구의 활성화를 이뤘으며 TsAGI(Central Aerohydrodynamic Institute), CIAM(Central Institute of Aviation Motors), ITAM(Institute of Theoretical and Applied Mechanics), MAI

(Moscow Aviation Institute) 등의 기관에서 다양한 연구를 수행하는 계기가 되었다. 하지만 1960년대 중반까지의 이런 활발한 연구 분위기는 러시아 ICBM인 R7의 개발 성공과 Shchetinkov의 사망(1976)에 의해 상당기간 침체를 맞게 되었다. 다만 이 기간 중에도 TsAGI의 Zimont, CIAM의 Chernyi, ITAM의 Baev, MAI의 Solokhin 등이 주도한 관련 연구가 주목할 만하며, 특히 이 기간 중에는 다양한 시험설비의 건설과 함께 스크램제트 추진기관 지상시험이 많이 수행되었다[3, 8].

러시아의 많은 스크램제트 관련 연구들이 지원금의 부족으로 제대로 수행되지 못한 가운데, 1970년부터 수행된 "Kholod" 프로젝트는 1998년까지 수행되었다. Shlyachtenko, Shchetinkov, Ogorodnikov가 주축이 되고 CIAM, TsAGI, Boundaryuk Dsighn Bureau, LII(Flight Testing Institute)가 연합하여 수행한 이 프로젝트는 CIAM에서 3개의 충격파 유입구를 가진 길이 120cm, 직경 약 23cm의 2차원 축대칭형 스크램제트 추진기관인 57M(fig. 9 참조)을 fig. 10과 같이 SA-5 지대공 미사일의 노즈부에 설치하여 비행시험을 수행하였다. Kholod 프로그램의 첫 비행시험은 1991년 11월에 수행되었다. 발사 후 Mach 3.5에서 아음속 연소를, Mach 5.0에서 초음속 연소를 확인하였다. 1992년 11월 프랑스의 ONERA사의 지원으로 수행된 2번째 비행시험도 Mach 5.35까지 가속되고 이중연소가 정상적으로 작동됨을 확인하였다. 1995년 3월 프랑스의 지원하에 수행된 세 번째 비행시험은 온보드 시스템의 문제로 실패하였다. 하지만 이 프로젝트는 스크램제트 비행 연소시험의 새로운 방법을 제시하였으며, 당시 가장 긴 비행 연소시간 기록을 세우는 등 러시아의 스크램제트 관련 기술력을 세계에 알리는 좋은 계기가 되었다.

Kholod의 시험결과에 관심을 가진 미 NASA는 CIAM과 계약을 체결하고 이중모드 스크램제트 추진기관의 Mach 6.5에서의 비행시험을 수행하였다. 비행시험을 위해 추진기관의 유입구 및 연소실에 대한 약간의 개조를 공동으로 수행한

두 기관은 1998년 2월 12일 비행시험을 통해 Mach 3.5~6.4까지의 범위에서 연소 테이터를 확보하였다. Figure 11은 이 프로젝트에 사용된 추진기관의 형상을 나타낸 것이다.

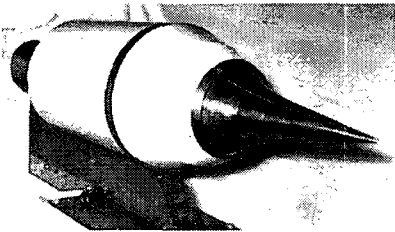


Fig. 9 CIAM's Axis-Symmetric Scramjet Engine '57M'

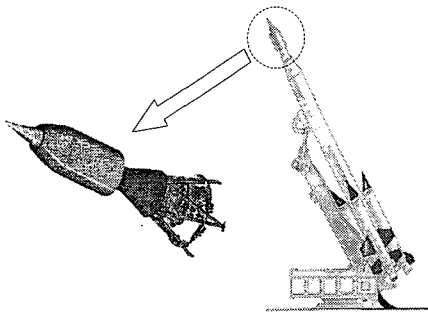


Fig. 10 Configuration of Kholod

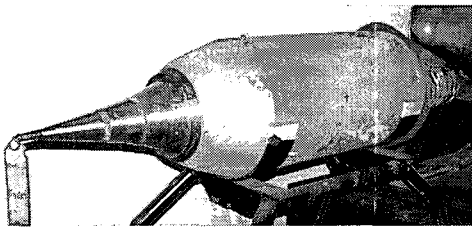


Fig. 11 NASA-CIAM Dual Mode Scramjet Engine

3. 맺음말

스크램제트 관련 연구에 있어 주도적인 역할을 해 온 미국과 러시아의 개발역사 및 최근 연구동향을 정리하여 보았다. 미국과 러시아는 스크램제트 개발에 있어서 규모 및 기술면에서 다

른 국가에 많은 영향을 미쳤는데 이에 대해서는 "해외 선진국의 스크램제트 개발역사 및 동향(2)"에서 기타 국가들의 개발역사 및 동향을 살펴보면서 확인할 수 있다.

후 기

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

참고 문헌

1. McClinton, C., Andrews, E., Hunt, J., "Engine Development for Space Access : Past, Present and Future", ISABE-2001-1074
2. Ferri, A., "Review of Scramjet Technology", J. of Aircraft, Vol. 5, No. 1, 1968, pp. 3~10
3. Curran, E., Murphy, S., "Scramjet Propulsion", Vol. 189, AIAA Press, 2000
4. Andrews, E., McClay, E., "Review of NASA's Hypersonic Research Engine Project", AIAA-93-2323, 1993
5. 원수희, 정인석, 최정열, "극초음속 스크램제트 엔진 개발의 개관", 한국추진공학회지, 제 9권, 제1호, 2005, pp.67-83
6. Hueter, U. Hutt, J., McClinton, C., Cook, S., "NASA's Hypersonics Program : A Status Report", 6th Int. Symp. on Propulsion for Space Transportation of 21st Century, France, May, 2002
7. William H., Daley, D., Mehta, U., "Hypersonic Airbreathing Propulsion", AIAA Education Series, AIAA Press, 1994
8. Frank, K., Marren, D., "Advanced Hypersonic Test Facilities", Vol. 198, AIAA Press, 2002