

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(3), 243-256(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.3.243

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 과학로켓 및 소형 발사체를 이용한 준궤도 극초음속 비행시험 프로그램

김혜성, 양원석, 최정열\*

Sub-Orbital Hypersonic Flight Test Programs using Sounding  
Rockets and Small Launch Vehicles

Hye-Sung Kim, Won-Seok Yang and Jeong-Yeol Choi\*

Department of Aerospace Engineering, Pusan National University

## ABSTRACT

As a part of the R&D efforts for the hypersonic vehicles, various flight test programs has been carried out using small launch vehicles or sounding rockets. Australian HyShot program is a representative case of the flight test program for scramjet engines carried by international collaborations. A number of hypersonic flight test programs has followed in a similar way. In USA, Falcon HTV-2 was carried by DARPA, X-51A by AFRL and HyFly by ONR. HyCAUSE and HIFiRE were carried in collaboration with Australia. In France, LEA program is on the way similarly to X-51A. Russia, China and India seems like carrying out flight test programs for the development of hypersonic defense system. The goals, technical elements, the status and the relation between the programs were summarized in this paper as a reference for the similar program of the country in the future.

## 초 록

극초음속 비행체 개발 연구의 일환으로 소형 발사체나 과학로켓을 이용한 여러 비행 시험 프로그램이 진행되었다. 국제 협력으로 진행된 호주의 HyShot 프로그램은 과학로켓을 이용한 대표적인 스크램제트 엔진 비행시험 프로그램이며, 이후 다양한 탑재체에 대한 유사한 극초음속 비행 시험 프로그램들이 진행되었다. 미국에서는 DARPA와 AFRL 및 ONR이 각각 Falcon HTV-2, X-51A 및 HyFly의 프로그램을 수행하였으며, 호주와 국제협력으로 HyCAUSE, HIFiRE 비행시험 프로그램을 수행하였다. 그 밖에도 프랑스는 X-51A와 유사한 LEA 프로그램을 진행하고 있으며, 러시아 및 중국, 인도는 극초음속 방위 체계 개발을 목표로 비행시험을 진행하고 있는 것으로 보인다. 본 논문에서는 향후 국내에서 유사 프로그램을 수행할 시 참고할 수 있도록, 이들 프로그램의 목표 및 기술 요소와 경과 및 프로그램 사이의 관계 등을 정리하였다.

**Key Words** : Hypersonic Vehicle(극초음속 비행체), Scramjet Engine(스크램제트 엔진), Flight Test Program(비행시험 프로그램), Small Launch Vehicle(소형 발사체)

† Received : August 16, 2014 Revised : December 27, 2014 Accepted : December 30, 2014

\* Corresponding author, E-mail : aerochoi@pusan.ac.kr

## I. 서론

지난 수십 년간 세계 각국에서는 극초음속 비행체 개발을 위한 다양한 연구개발 프로그램이 진행되어 왔다. 1960년 Ferri에 의해 최초로 초음속 연소가 시연되었으며 스크램제트 추진의 이점을 입증한 연구 결과에 의해 1960년대 중반부터는 미국, 유럽, 러시아를 중심으로 하여 스크램제트 엔진 개발 프로그램이 수행되었다. 1970년대 중반에는 사이클 해석 및 전산유체역학, 풍동 실험 등을 이용하여 신뢰할 수 있는 극초음속 비행체 설계를 위해 요구되는 추력, 운용성, 연료냉각 요구조건 등을 실증해 보였으며 이는 극초음속 비행체 개발을 목표로 한 비행시험 프로그램으로 이어지게 된다.

극초음속 비행시험 프로그램은 1990년대 러시아의 Kholod와 미국의 Hyper-X 프로그램을 시작으로 발전하게 되었다. 호주 University of Queensland (UQ) 주도로 2002년 진행된 HyShot II 프로그램은 최초의 성공적인 스크램제트 엔진 비행시험으로, 향후 유사한 비행시험 프로그램의 시금석으로 여겨지고 있다. 미국을 중심으로 호주, 러시아, 프랑스 등의 국가에서 극초음속 비행시험 프로그램이 진행되어 왔으며, 최근 중국과 인도 등에서 극초음속 조건에서 조종 가능한 미사일을 목표로 관심이 증대되고 있다. 이 과정에서 냉전 시대의 탄도미사일이나 소형 발사체를 부스터로 이용하여 비교적 작은 비용으로 극초음속 비행체 비행시험이 가능하게 되었다.

미국은 DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency), NASA (National Aeronautics and Space Administration), 미 공군의 AFRL (AirForce Research Laboratory) 및 미 해군의 ONR (Office of Naval Research) 등 여러 기관에서 다양한 극초음속 기술 개발과 비행시험을 동시에 진행하고 있다. 한편 HyShot 프로그램을 수행한 호주는 미국과 국제 컨소시엄을 구성하여 HyCAUSE (Hypersonic Collaborative Australia/United States Experiment), HIFiRE (Hypersonic International Flight Research and Experimentation) 프로그램을 진행하고 있다. 프랑스는 LEA(Liotnii Experimental Apparat) 프로그램을 통해 비행시험을 계획하고 있으며, 러시아는 극초음속 순항 미사일 BrahMos-2를 인도와 공동 개발하고 있는 것으로 보인다. 중국과 러시아에서는 비행 경로 변경 및 제어 가능한 극초음속 재돌입 비행체 연구를 수행한 것으로 보인다.

본 논문에서는 극초음속 비행체 개발을 목표

로 하는 세계 각국의 극초음속 비행시험 프로그램을 소개하고, 이를 바탕으로 국내에서는 극초음속 비행시험을 수행할 수 있는 방안을 살펴보고자 한다.

## II. 세계 각국의 극초음속 비행시험

### 2.1 호주

호주는 2001년 UQ를 중심으로 극초음속 비행시험 프로그램인 HyShot 비행시험을 수행하였으며, 이후 미국, 영국, 독일, 일본, 한국과 함께 국제 컨소시엄을 구성하여 HyShot II를 성공적으로 수행하였다. 이후 2006년 영국과 HyShot III, 일본과 HyShot IV 프로그램을 수행하였다[1,2]. HyShot에 이어 미국과 협력하여 HyCAUSE 비행시험 프로그램을 수행하였으며, 이후 HIFiRE 프로그램이 진행 중에 있다. 비행시험에 관한 자세한 사항은 다음 장에서 설명하도록 하겠다.

### 2.2 러시아

러시아는 90년대 초 CIAM (Central Institute of Aviation Motors)의 HFL (Hypersonic Flying Laboratory)를 중심으로 극초음속 비행시험이 시작되었다. 1991년 11월 SA-5 지대공 미사일을 부스터로 하는 HFL Kholod는 초음속 연소현상을 증명하기 위해 첫 비행을 수행하였다.

HFL Kholod는 축대칭 이중모드 램제트(DMR: Dual Mode Ramjet/Scramjet) 엔진을 탑재한 비행시험체로 1992년 11월과 1995년 3월에 수행된 두 번째, 세 번째 비행시험을 포함하여 마하수 5.3-5.8의 비행조건에서 실험이 수행되었다. 탑재 파워 시스템의 오류로 인하여 스크램제트 엔진 작동에 실패한 세 번째 비행시험 이후, CIAM은 NASA와 공동연구로서 DMR 작동 및 초음속 연소 모드의 작동 범위 연구를 위해 마하수 3.5-6.4 까지 77초간 비행시험을 수행하여 마하수에 따른 DMR 연소기의 데이터를 추적하였다. 이를 통해 러시아는 지상시험과 비행시험 데이터 간의 상당 부분 부합하는 것을 확인하였지만, 비행 중 초음속 연소 조건에 대한 불확실성과 축대칭 형상의 스크램제트는 극초음속 비행체의 추진시스템으로는 효과적이지 못하다는 결론을 얻게 되었다[3].

이후 러시아는 스크램제트 엔진 등의 추진시스템을 위한 극초음속 비행시험을 수행한 적이 거의 없는 것으로 보이며, 미사일 요격을 피할 수 있도록 대륙간 탄도 미사일의 탄두 조종성을 높이는 기술 개발을 진행하고 있다. Rubezh라는 코드명으로 조종 가능한 탄두를 탑재한 RS-26의

비행시험체는 MITT (Moscow Institute of Thermal Technology)의 주도로 2011년 9월부터 2013년 6월까지 총 4번의 비행시험을 수행하였으나 자세한 사항은 알려져 있지 않다. 본 기술이 확보된다면 현재 미국의 미사일 방어 시스템에 대한 심각한 위협이 될 것으로 예상된다[4].

### 2.3 프랑스

프랑스는 60년대 중반 ESOPE (Etude de Statoracteur comme Organe de Propulseur Evolué) 프로그램을 시작으로 꾸준히 초음속 연소 및 스크램제트 기초 연구를 진행하였으며, 90년대 PREPHA (Program for Advanced Hypersonic Propulsion) 프로그램을 통해 DMR에 대한 기술을 축적하여, 크게 WRR (Wide Range Ramjet), JAPHAR (Joint Airbreathing Propulsion for Hypersonic Application Research), Promethee 총 3가지의 스크램제트 개발 프로그램을 진행하였다.

Promethee 프로그램은 마하수 2-8의 공대지 미사일 개발을 위해 탄화수소 연료를 사용하는 회전식 가변구조 DMR 기술 개발을 목표로 하며, 체계연구, 연소실 설계 및 지상시험을 수행하였다. WRR 프로그램은 재사용형 극초음속 추진기관의 우주발사체 적용을 위해 마하수 2-12에서 작동하는 가변구조의 시제형 엔진 설계를 목표로 하여 진행되었으며, Promethee에서 개발한 회전식 및 병진식 카울 유입구를 병행 연구하였다. 반면 JAPHAR는 마하수 4-8에서 작동하는 수소 연료 고정구조 DMR 개발을 목표로 전산유체역학 해석 및 지상시험을 수행하였다[5].

위 3가지 프로그램에 의해 개발된 엔진의 비행시험을 위해 MBDA와 ONERA (Office National d'Etudes et de Recherches Aerospatiales)는 2003년 DMR 추진 비행체 비행시험 프로그램인 LEA을 시작하였다. 본 비행시험은 비용 절감을 위해 최소화된 비회전형 비행체를 대상으로 수행되며 20-30 초 동안 데이터를 수집할 수 있을 것으로 보인다. 2013~2015년에 러시아에서 비행시험이 계획된 LEA 프로그램은 다소 지연되고 있는 것으로 보인다[6].

### 2.4 중국

중국은 이전까지 극초음속 비행 및 추진기관 연구에 대해 공식적인 기록이 거의 전무하였지만, 2014년 1월 9일 WU-14라 명명된 극초음속 활강체 (HGV: Hypersonic Glide Vehicle)에 대한 비행시험을 수행하였다. WU-14는 미국의 Falcon 기술 실증기 및 AHW (Advanced Hyper

sonic Weapon)와 비슷한 외형의 극초음속 비행체로 재진입 할 때 마하수 10에서 무동력 비행시험을 수행한 것으로 알려져 있다. WU-14 비행시험은 대함탄도탄인 DF-21D의 조종 가능한 탄두를 개발하기 위한 목적으로도 알려져 있다[7].

### 2.5 인도

한편, 인도의 Defence Research and Development Organisation (DRDO) 와 러시아의 NPO Mashinostroeyenia 가 공동 설립한 BrahMos Aerospace Private Limited 는 마하수 7로 250 km 비행거리를 가지는 극초음속 순항미사일 BrahMos-II를 인도에서 공동 개발하여 2017년 비행 시험하는 것으로 보도되었다[8].

### 2.6 미국

미국은 현재 전 세계에서 극초음속 비행체를 가장 활발히 연구하고 있는 국가이며, DARPA와 NASA 외에도 미 공군의 AFRL 및 미 해군의 ONR를 중심으로 개발 프로그램을 진행하고 있다. 미국에서 개발 중인 극초음속 프로그램의 종합적인 로드맵을 Fig. 1에 도시하였다. 미국은 NASA의 X-43A 프로그램을 시작으로 Falcon 극초음속 기술 실증기 (HTV: Hypersonic Technology Vehicle), X-51A, HyFly (Hypersonic Flight Demonstration) 비행시험 프로그램을 진행하여 극초음속 추진기관 관련 기술을 검증하였으며, 이후 호주와 연계하여 HyCAUSE 및 HIFiRE 비행시험을 진행하고 있다. 이처럼 미국은 FASTT, HyCAUSE와 같은 타력비행 실험뿐만 아니라 X-51A, HyFly와 같은 자력비행 실험 또한 함께 수행하여 극초음속 비행체에 필요한 기술을 확보 중에 있다.

#### 2.6.1 Falcon HTV

DARPA와 AFRL의 Falcon 프로그램은 저비용

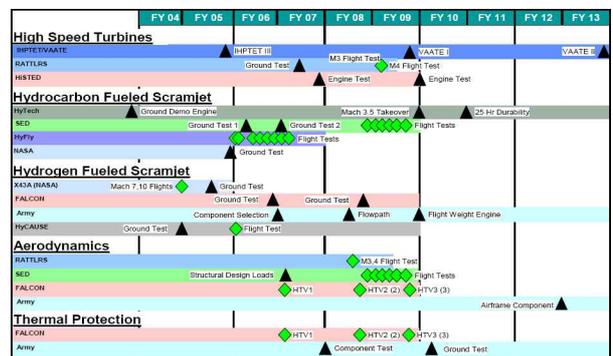


Fig. 1. Integrated Roadmap for high-speed / hypersonic technology development[9]

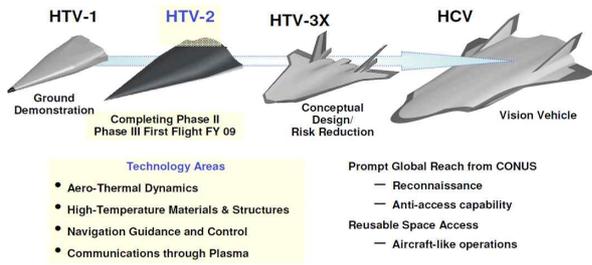


Fig. 2. The Falcon HTV Program[12]

우주 발사체 및 극초음속 무기 체계를 개발하고자 소형 발사체 (SLV: Small Launch Vehicle)와 극초음속 순항체 (HCV: Hypersonic Cruise Vehicle)의 개발 및 결합을 목표로 2003년 시작되었다. DARPA는 순항 속도 10으로 비행하는 HCV 개발을 위해 AFRL, ONR와 협력하여 다양한 연구 개발 프로그램을 진행하였다. Falcon의 서브프로그램으로 HiSTED (High-Speed Turbine Engine Demonstration) 및 FaCET (Falcon Combined-cycle Engine Test), MoTr (Mode Transition), Vulcan 프로그램이 완료 또는 진행되고 있으며, 위 프로그램에 관한 전반적인 내용에 대해서는 이전의 문헌에서 소개한바 있어[10] 본문에서는 비행시험에 관한 내용으로 한정한다.

Falcon 프로그램 초기, DARPA는 HCV 개발 관련 기술을 검증하기 위해 극초음속 기술 실증기 HTV를 이용한 단계별 비행시험을 계획하였으며, 이와 관련하여 개발 단계와 주요 기술 및 적용 체계를 Fig. 2에 도시하였다[11]. 2004년 DARPA는 HTV-1 프로그램의 개발 사업자로 Lockheed Martin Skunk Works를 선정하여 HTV-1의 개발 및 외형과 내부 구조에 대한 여러 차례의 지상 열/공력 시험을 수행하였지만 외피 제작상의 문제로 HTV-1은 상세설계검토 (CDR: Critical Design Review)를 통과하지 못하여 비행시험을 거치지 않고 HTV-2로 진행되었다.

HTV-2는 극초음속 비행에서 뛰어난 양항비를 가지는 웨이브라이더(WaveRider) 형태의 무인 비행체로써 극초음속 비행 기술에 대한 실증을 목표로 하였다. 적용된 신기술은 대기권 쿠션 효과를 이용한 비행거리 향상, 힌지 구동 공력장치를 이용한 공력 제어, 플라즈마 상태의 전리층을 통한 장거리 무선 통신, 비행 중 열 차폐 성능 등 크게 4가지로 분류할 수 있으며, 이 중 대기권 쿠션 효과에 의한 비행 거리 향상은 Fig. 3에 도시하였다. HTV-2는 마하수 20에서 약 2000°C의 온도를 견디며 태평양으로 활공하는 비행체로, 비행시험 환경까지 도달하기 위한 부스터로

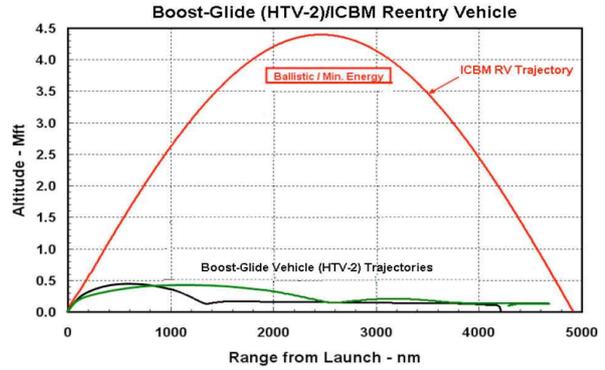


Fig. 3. Trajectory Comparison between HTV-2 and Ballistic Reentry Vehicles[11]



Fig. 4. Falcon HTV-2 Flight Test

는 Minotaur IV Lite를 사용하였다.

HTV-2는 2007년 8월에 CDR을 통과하고 2010년 4월 밴던버그 공군기지에서 태평양의 과잘린 열도까지 첫 비행시험이 실시되었다. 하지만 비행시험 중 극한의 비행 환경을 인식한 오토파일럿의 비행 종료 명령으로 임무 수행 9분만에 통신이 끊겼고, 이후 태평양에 추락한 것으로 보인다. 2011년 8월 동일한 목적지까지 두 번째 비행시험이 실시되었지만 시험 도중 통신이 두절되어 비행 속도, 온도 등의 공기역학적인 데이터를 9분 정도 시간동안 얻는데 그쳤다. 하지만 앞선 2회의 비행시험을 통해 비교적 유용한 데이터를 얻은 것으로 보이며, 이후 세 번째 비행시험에 관한 움직임은 보이지 않고 있다[12].

HTV-2 이후 Blackswift라는 이름으로 HTV-3X의 비행시험이 계획되어 있었지만 2009년 예산 및 기술 완성도 문제 등으로 취소되었으며, 이에 따라 HTV-2는 Falcon 프로그램의 마지막 비행시험으로 여겨지고 있으며, 이후 국회의 제안으로 MoTr 프로그램을 진행하였다.

2.6.2 AHW (Advanced Hypersonic Weapon)

미 육군 사령부의 주도로 진행된 AHW 프로



Fig. 5. AHW Concept Drawing[14]

그림은 대기권 내에서 장거리 활공비행체로 극초음속 비행을 실증하기 위한 비행시험 프로그램이다. 이는 DoD (Department of Defense)와 미 육군이 협력하여 진행하고 있던 PGS (Prompt Global Strike)의 일환으로 진행되었으며, 이는 직접적인 ICBM (Inter-Continental Ballistic Missile) 핵공격을 제외한 재래식 무기가 세계 어디든 1시간 내에 타격할 수 있는 기술 개발을 목표로 2010년 시작된 것으로 보인다.

AHW 비행시험은 PGS 프로그램의 세부 목표 중 하나인 향상된 극초음속 무기 개발의 초점에서 시작되었으며, AHW 비행시험의 목표는 극초음속 비행을 통해 하와이 PMRF (Pacific Missile Range Facility) 발사장에서 괌까지 약 3,700 km 거리를 30분 이내에 비행하는 것이었다. 시험비행체인 AHW HGB (Hypersonic Glide Body)는 Polaris A3를 1, 2단으로 하고 Orbus 1a를 3단으로 사용하는 STARS 부스터와 함께 발사되었다. AHW HGB는 극초음속 비행 중 회피 기동이 가능하고 오차 10m 이내 정확한 타격을 목표로 2011년 11월에 성공적으로 수행되었다. AHW 비행시험에 관한 자세한 사항은 알려져 있지 않으며 추가 비행시험 계획은 없는 것으로 보인다. 이는 HTV-2와 함께 중국의 WU-14 개발에도 영향을 미친 것으로 보인다. AHW HGB는 동일하게 비탄도 비행을 수행한 HTV-2 비행시험에서 확보한 자료의 도움으로 진행되었다[13].

### 2.6.3 X-51A SED-WR

X-51A 프로그램은 AFRL이 미국 DARPA의 후원으로 진행하는 스크램제트 기술 실증기 (Scramjet Engine Demonstrator-WaveRider) 프로그램이며 미 공군의 HyTech 프로그램에서 개발된 탄화수소 연료 재생 냉각 DMR 엔진 장착 극초음속 비행체를 240 초 동안 마하수 4.5에서 6.5까지 자력으로 가속하며 비행시험을 수행하기 위한 프로그램으로써, 여기서 개발된 탄화수소 연료 재생 냉각 DMR 엔진 기술은 Falcon 프로

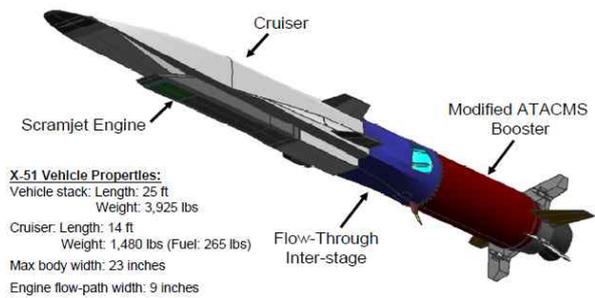


Fig. 6. X-51A SED-WR Vehicle[16]

그램의 터빈 기반 복합사이클 (TBCC: Turbine Based Combined Cycle) 엔진의 기반이 되고 있다. X-51A 프로그램의 자세한 기술적인 내용은 이전에 소개한 바 있으므로[15] 본 문헌에서는 핵심적인 내용 및 비행시험 결과만 간략히 소개하도록 하겠다.

X-51A 프로그램은 3가지 주요한 연구 목표가 있는데, 1번째는 탄화수소 연료 이용 재생냉각이고, 2번째는 스크램제트 엔진의 지상 및 비행시험이며, 3번째는 스크램제트 추진 비행체를 실험하여 실증하는 것이다. X-51A는 Fig. 6과 같이 순항체, 연결부, 부스터로 구성되어 있으며, 순항체는 ARRMD (Affordable Rapid Response Missile Demonstrator) 프로그램에서 제안된 WaveRider 비행체의 축소 모델을 도입하였다. 부스터는 Lockheed Martin의 ATACMS (Army TACTical Missile System) 로켓을 개조한 모델로 X-51A가 램제트 모드에서 작동할 수 있는 속도까지 가속시킨 후 연결부에서 분리된다[16].

Pratt & Whitney Rocketdyne에서 제안한 SJY-61~64은 DMR 엔진으로 Boeing Phantom Works 기체에 통합되었다. 2009년 7월 Edwards 공군기지에 처음 도착하여 B-52H 장착을 시험하였으며, 이후 2009년 12월 B-52에 탑재하여 B-52와 X-51A 사이의 통신을 시험하는 고정탑재 비행시험을 진행하였다. X-51A 프로그램 초기 2009년 8월을 시작으로 4번의 비행시험이 계획되어 있었으나, 계속 연기되어 2010년 5월부터 2013년 5월까지 총 4번의 스크램제트 엔진 비행시험을 수행하였다.

2010년 5월 첫 비행시험에서는 유로 내 접합부에서 과연소 침식이 발생하였지만 약 140 초 동안 동력 비행을 수행하며 마하수 4.88까지 도달하여 부분적인 성공을 거두었다. 이후 2011년 6월 두 번째 시험비행은 당시 연료였던 에틸렌과 관련된 흡입구 불시동으로 동력 비행 9.5 초 만에 실패하였다. 2012년 8월 세 번째 비행시험도 부스터 연소 단계인 발사 16초 만에 제어 문제로

실패하여 이후 조종 날개를 교체하는 원인이 된다. X-51A의 마지막 비행시험은 2013년 5월 마하수 0.8인 B-52H에서 발사되어 수행되었으며 불시동을 피하고자 연료를 JP-7로 바꾸었다. X-51A는 부스터와 분리된 후 약 210 초 동안 동력 비행하며 마하수 5.1에 성공적으로 도달하여 가장 오랜 시간을 비행한 극초음속 비행체가 되었다[17].

X-51A의 마지막 비행시험이 성공적으로 마무리됨에 따라 장기적인 목표로 스크램제트 기술을 적용한 미사일 개발을 위해 미 공군은 HSSW (High Speed Strike Weapon) 프로그램을 계획하고 있다. AFRL은 HSSW 프로그램을 통해 스크램제트 기술을 적용한 극초음속 미사일을 2020년 개발 및 2020년대 중반 상용화할 것을 제시하고 있으며, SR-72 개발 목표도 포함하고 있다[18].

#### 2.6.4 HyFly

HyFly 프로그램은 ONR와 DARPA의 협력 프로그램으로, 미 해군이 Johns Hopkins 대학 APL (Applied Physics Laboratory)과 오랜기간 공동 연구해 온 이중 연소 램제트 (DCR: Dual Combustion Ramjet) 엔진을 이용한 고속 유도무기 형식의 발사체 비행시험 프로그램이다. DCR은 공기 흡입식 아음속 가스 발생기 (예연소기: Pre-Burner)와 초음속 연소가 가능한 주 연소기를 두어 두 단계로 연소하며, DMR과는 구분되어 다뤄지고 있다. X-51A의 DMR은 재생 냉각을 이용하여 재사용 가능 항공기 추진기관으로 발전을 염두에 두고 개발된 반면, HyFly의 DCR은 유도무기 추진기관으로 초점을 맞추어 삭마냉각 및 JP-10 연료를 이용하는 것으로 개발되었다. 이 프로그램의 궁극적인 목표는 DCR 엔진의 기술을 성숙시키고 극초음속 속도로 장거리 비행하는 미사일을 실증하는데 있었다. HyFly의 서브 프로그램 FASTT (Free-flight Atmosphere Scramjet Test Technique)에 대해서는 다음 장에서 자세히 소개하도록 하겠다.

HyFly 비행시험에 사용되는 비행체는 DCR 엔진을 이용한 미사일 형태의 극초음속 비행체로서 Boeing F-15E에 탑재되어 마하수 0.95, 고도 12.2 km의 비행 환경에서 공중 발사된다. 이후 개조된 AQM-127 SLAT 부스터에 의해 마하수 3.5까지 가속되고, 분리된 DCR 엔진은 마하수 6까지 자력으로 가속하는 것을 목표로 한다[19].

이 프로그램은 2002년 5월 NASA Langley Research Center에서 엔진 파트의 지상시험을 시작으로 2007년에 두 번의 지상시험을 LENS2 충격파 터널에서 실시하였는데, 첫 번째 실험은 50% 축소 실험이었고, 두 번째 실험은 실제 모형실험

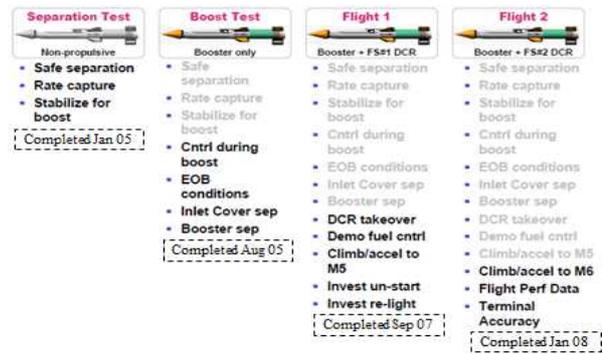


Fig. 7. HyFly Flight Test Schedule[20]

이었다. HyFly 비행시험은 총 4번이 실시되었으며 HFP (HyFly Flowpath Performance) code와 CEA (Chemical Equilibrium Application)를 이용한 엔진 설계 및 지상시험 데이터를 바탕으로 이루어졌다. 2005년 1월과 8월에 실시된 1, 2차 비행시험은 모선과 HyFly 비행체 간의 안전한 분리와 부스터 성능 평가를 위해 각각 기존의 HyFly 비행체와 비슷한 형상의 무동력 비행체 및 부스터만을 대상으로 하여 수행되었다. 이후 검증된 기술을 통해 Flight 1, 2로 지칭되는 3, 4차 비행시험은 DCR 엔진까지 포함한 비행체로 수행되었다.

2007년 9월에 수행된 3차 비행시험은 단 분리와 흡입구 덮개 분리, DCR 엔진의 점화, 미사일 가속의 4가지 목표를 가지고 진행되었으며, 이중 스톱 소프트웨어 오류로 인한 미사일 가속 실패 외의 3가지 목표는 모두 성공적으로 수행하였다. 2008년 1월 4차 비행시험에서는 고온, 고압 연료탱크의 연료 누수로 인하여 DCR 엔진 점화에 실패하였지만, 그 외 전체 추진 시스템은 정상적으로 작동하여 높은 정확성이 확인되었다. 2010년 5번째 비행시험이 계획되어 있었지만 곧 취소되었으며 2011년 예산 문제로 HyFly 프로그램 전체가 종료된 것으로 보인다[20].

2014년 DARPA는 HTV-2 프로그램의 후속 성격으로 함상 수직발사관에서 발사하여 10분간 1,000 해리 이상 비행을 목표로 하는 Tactical Boost Glide (TBG) 프로그램과, X-51A 및 HyFly의 후속 성격으로 AFRL과 수행하는 Hypersonic Air-breathing Weapon Concept (HAWC) 프로그램을 시작하였다[21,22].

### III. 준궤도 발사체를 이용한 극초음속 비행시험 프로그램

앞 장에서는 비교적 대형 발사체인 우주 발사체 및 공중 발사체를 이용하는 극초음속 비행프

로그래에 대해서 전반적으로 살펴보았다. 이 장에서는 비교적 소형의 과학로켓 (sounding rocket) 급의 준궤도 (sub-orbital) 발사체를 이용한 타력비행 실험 중심의 극초음속 프로그램들에 대하여 정리하였다.

### 3.1 FASTT

FASTT는 미 해군이 연구해 온 이중연소 램제트 엔진을 이용한 고속 유도무기 발사체 비행시험 프로그램인 HyFly의 서브프로그램이다. HyFly의 비행시험체는 탄화수소 연료 (JP-10) 를 사용하는 삭마냉각 이중연소 램제트 엔진으로 ONR와 DARPA의 협력을 통해 개발되었다. 이에 대하여 FASTT는 기존의 극초음속 비행체 개발 과정의 비효율성을 개선시키고자 Fig. 8의 저비용, 고효율 극초음속 비행체 기술 개발 과정을 목표로 수행되었다.

실제 HyFly에 사용될 비행체의 50% 축소모형 제작을 통해 저비용으로 DCR 엔진의 비행시험을 수행하였다. 2005년 12월 NASA Wallop 비행시험장에서 Terrier-Orion 2단 로켓 부스터로 발사되어 고도 19km에서 마하수 5.5로 비행시험을 수행하였으며, 이 때 탄화수소 연료를 사용한 최초의 극초음속 비행체라는 타이틀을 획득하였다. Fig. 9는 FFV1 (Free Flight Vehicle 1) 시험 비행체의 외형 및 내부 구조이며 Fig. 10은 부스터를 포함한 시험 발사체의 구성도이다[23].

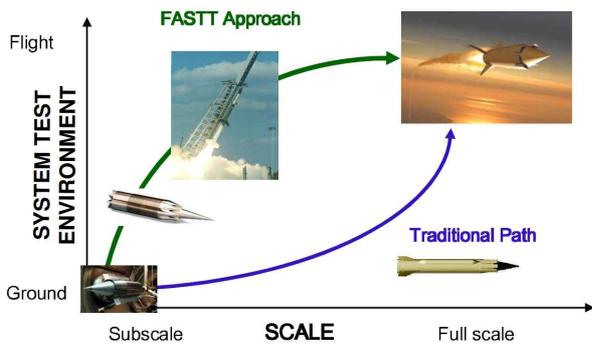


Fig. 8. The FASTT Approach compared to the Traditional Approach[23]



Fig. 9. Preliminary Design of FASTT FFV1[24]

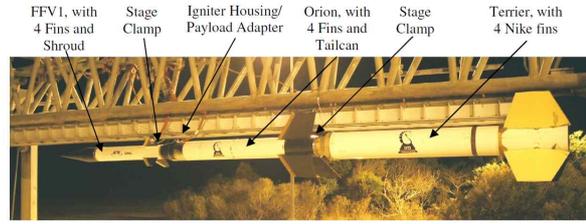


Fig. 10. Photograph of FFV1 Launch Stack[23]

### 3.2 HyShot

앞 장에서 잠시 언급하였듯이 HyShot 비행시험 프로그램은 호주의 UQ를 중심으로 국제 컨소시움을 구성하여 진행되었다. HyShot II 비행시험 프로그램은 Terrier-Orion 고체 로켓을 부스터로 하여 수소 연료 스크램제트 엔진을 시험하는 프로그램으로, 호주는 이를 통해 세계 최초로 비행 환경에서의 초음속 연소를 확인하였다. 비행시험은 스크램제트 엔진이 재진입 시 고도 35-23 km를 지나면서 마하수 7.6의 조건에서 5초간 수행되었다[1]. HyShot IV의 경우 약 100 kg 무게의 스크램제트 엔진이 탑재되었으며, 임무 형상은 Fig. 11과 같다.

HyShot 비행시험은 총 4회 수행되었으며, 2001년 10월 실시된 첫 비행시험은 1단 로켓 꼬리날개 파손으로 실패하였다. 2002년 7월 실시된 두 번째 비행시험에서는 연료를 분사하는 동력시험용 유로와 연료를 분사하지 않는 무동력시험용 유로를 결합한 비행시험용 스크램제트 엔진을 통해 초음속 연소를 확인하였다. 2006년 3월에 연달아 수행된 세 번째, 네 번째 시험비행은 스크램제트 엔진을 탑재하여 각각 영국 QinetiQ, 일본 JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency) 와 협력 아래 수행되었지만, JAXA와 협력하여 진행한 네 번째 비행시험은 실패하였다[2].

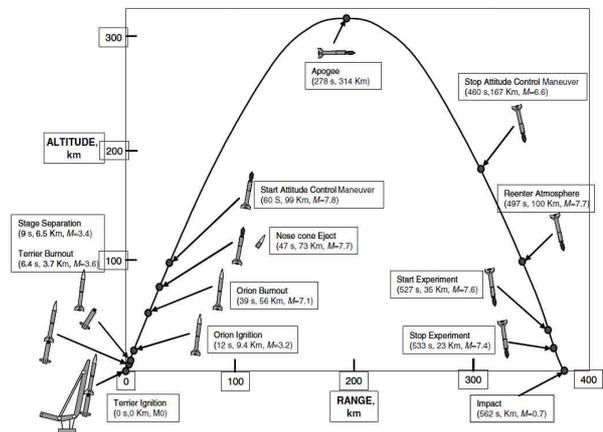


Fig. 11. Nominal HyShot Mission Sequence[25]

호주가 미국과 협력하여 진행하기로 하였던 기존 HyShot V는 HyCAUSE 프로그램으로 변경되었고, 이후 HIFiRE라는 명칭으로 미국과 함께 극초음속 비행시험 프로그램을 지속하게 된다.

### 3.3 HyCAUSE

HyCAUSE는 미국 DARPA와 호주 DSTO (Defense and Science Technology Organisation)가 공동으로 주관한 국제 공동 연구 프로그램으로 미국과 호주의 대학 및 다양한 연구 기관들이 참여하여 2004년 4월부터 공식적으로 시작하였다. HyCAUSE 프로그램은 HyShot 프로그램에서 이미 검증되었던 저예산, 고효율 비행시험 방법을 통하여 수소연료 스크램제트 엔진을 마하수 10의 비행조건에서 실험하는 것을 목표로 하였다. NASP (the National Aero-Space Plane), X-43 등에서 사용되었던 2차원적인 스크램제트 엔진과 3차원적인 Inward-Turning 스크램제트 엔진 중 CFD 시뮬레이션과 미국의 LENS 1, 2 및 호주의 T4 충격파 터널 지상시험을 통해 비교 분석 후 Inward-Turning 엔진이 비행시험체로 최종 결정되었다.

Figure 12의 HyCAUSE 시험 비행체는 HyShot과 같이 두 개의 유로로 구성되어 연료를 분사한 유로와 분사하지 않은 유로를 비교할 수

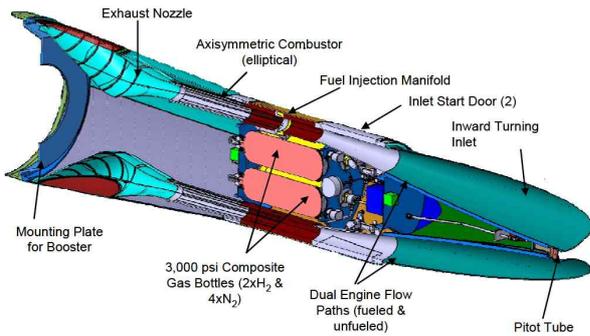


Fig. 12. HyCAUSE Flight Payload[26]

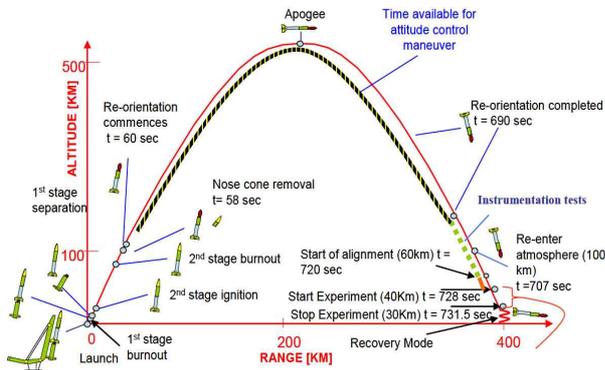


Fig. 13. HyCAUSE Mission Sequence[26]

있게 디자인되었으며, 2007년 6월 15일 호주 Woomera 발사장에서 Fig. 13의 임무 절차에 따라 비행시험을 실시하였다.

스크램제트 엔진은 Talos-Castor 2단 로켓을 부스터로 사용하였으며, 450 km까지 상승 후 하강하여 고도 40 km에 이르렀을 때 엔진이 구동되어 30 km 지점에 도달할 때까지 약 3.6 초 동안 작동하였다. 수평 광학 센서의 오작동으로 방향전환 (Re-Orientation) 기동이 실패하며 대기권 재진입시 60도의 상승각을 가지고 하강하게 됨으로써 목표 마하수 10에 못 미치는 마하수 8.3-8.8의 영역에서 실험이 수행되었다. 비행시험 결과는 CFD 시뮬레이션 결과 및 지상시험 데이터와 비교 분석되었고, 이후 결과는 DARPA의 Falcon 프로그램 진행에 도움이 되었다[26].

### 3.4 HIFiRE

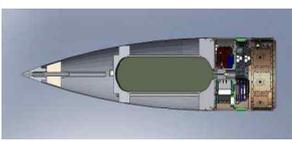
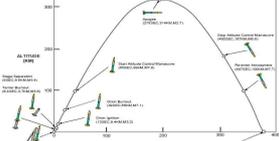
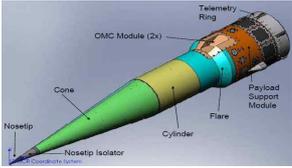
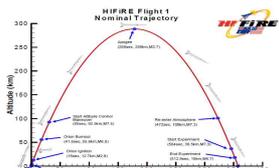
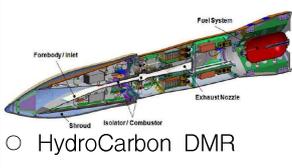
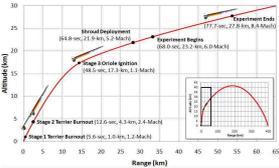
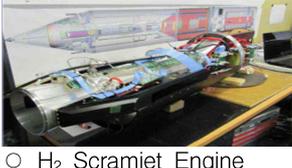
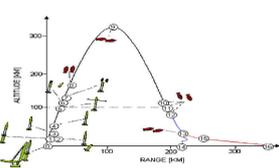
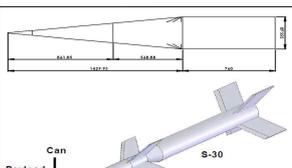
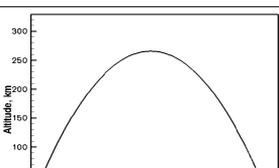
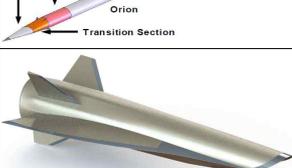
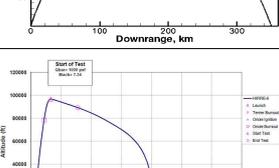
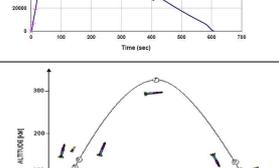
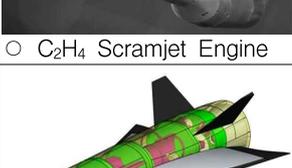
2006년 들어 미국 국방부와 호주 국방부는 이전에 비공식적으로 협력하던 HyShot 프로그램을 계승하여 두 국가가 더욱 긴밀히 협력하여 극초음속 연구에 참여하기로 양해각서를 교환하고 이를 HIFiRE라 명명하였다. 미국은 AFRL을 필두로 NASA Langley 연구소와 Boeing 등의 업체가 참여하고, 호주는 DSTO를 필두로 UQ와 Australian Defense Academy 등이 참여하였다.

HIFiRE 프로그램이 다른 극초음속 연구들과 다른 점은 극초음속 속도로 순항하고 전 지구적인 접근이 가능한 비행체를 개발하는 단계를 넘어 우주로의 효율적인 접근이 가능한 비행체를 개발한다는 것이다. 기본적인 목적은 극초음속 현상을 설명하는 수치모델을 만들고 지상시험을 바탕으로 비행시험 또한 수행하여 극초음속 비행체 개발 기술을 획득하는데 있다. Table 1은 HIFiRE 비행시험 계획으로서 2008년을 시작으로 총 9번의 실험을 하여 2012년에 종료하는 것으로 계획되어 있었으나, 예산상의 이유로 조금씩 연기되었다. 비행시험은 HyShot 및 HyCAUSE 프로그램에서 실시했던 방법과 흡사하며 폭 넓은 비행 마하수 5-12 사이에서, 호주의 Woomera, 노르웨이의 Andoya 및 미국(하와이)의 PMRF (Pacific Missile Range Facility) 발사장을 이용한 비행 시험이 계획되었다. 각 비행시험에 사용한 부스터의 사양은 Table 2에 정리하였다[27].

#### 3.4.1 HIFiRE 0

HIFiRE 0 비행시험은 HIFiRE 비행시험에서 도입할 새로운 비행 시스템에서의 위험을 줄이고 검증하기 위한 예비 시험으로 2009년 5월 성공적으로 수행되었다. Terrier-Orion Improved 2단

Table 1. HIFiRE Flight Test Manifest

	Payload Design	Mission Profile	Purpose & Booster	Test Section	Diameter
0th.			<ul style="list-style-type: none"> <li>● Risk-Reducing</li> <li>● System Proving Prototype</li> <li>○ Terrier-Orion Improved</li> </ul>	Max Alt: 314 km Max Mach: 8.0	0.35 m
1st.	 <ul style="list-style-type: none"> <li>○ Weight: 135 kg</li> </ul>		<ul style="list-style-type: none"> <li>● BLT (Boundary Layer Transition)</li> <li>● SBLI (Shock Boundary Layer Interaction)</li> <li>○ Terrier-Orion Improved</li> </ul>	Alt: 36–18 km Mach: 7.3–6.7	0.35 m
2nd.	 <ul style="list-style-type: none"> <li>○ HydroCarbon DMR</li> </ul>		<ul style="list-style-type: none"> <li>● Hydrocarbon DMR Transition</li> <li>○ Terrier-Terrier-Oriole</li> </ul>	Alt: 23–28 km Mach: 6.0–8.4 ○ Test in Ascent	0.56 m
3th.	 <ul style="list-style-type: none"> <li>○ H<sub>2</sub> Scramjet Engine</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ Ballistic Flight</li> <li>○ Scramjet like HyShot</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>● Hydrogen Scramjet Combustion</li> <li>○ S-30/Orion Improved</li> </ul>	Mach: 8.0 Max Alt >300 km	0.35 m
4th.	 <ul style="list-style-type: none"> <li>○ Weight: 75 kg</li> <li>○ WaveRider</li> </ul>		<ul style="list-style-type: none"> <li>● Re-entry</li> <li>● Controlled Suppressed Trajectory</li> <li>○ VSB-30</li> </ul>	Alt: 88–30 km Mach: 7.9–6.4 ○ Vertical Ascent	0.56 m
5th.			<ul style="list-style-type: none"> <li>● Plasma &amp; BLT in Elliptical-Cone</li> <li>○ S-30/Orion Improved</li> </ul>	Max Alt: 266 km Max Mach: 7.4	0.35 m
6th.	 <ul style="list-style-type: none"> <li>○ Weight: 250 kg</li> </ul>		<ul style="list-style-type: none"> <li>● AFCS Tracking Performance</li> <li>● Hydrocarbon DMR Operability</li> <li>○ Terrier-Oriole</li> </ul>	Alt: 30–27 km Mach: 7.3 ○ Suppressed /Free Flight	0.56 m
7th.	 <ul style="list-style-type: none"> <li>○ C<sub>2</sub>H<sub>4</sub> Scramjet Engine</li> </ul>		<ul style="list-style-type: none"> <li>● Ethylene REST Scramjet Thrust</li> <li>○ VSB-30</li> </ul>	Alt: 34–26 km Mach: 8.0 ○ Vertical Ascent	0.56 m
8th.	 <ul style="list-style-type: none"> <li>○ H<sub>2</sub> Scramjet Engine</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ Scramjet Level Flight after Ballistic Flight</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>● Hydrogen Scramjet Level Flight</li> <li>○ VS-40</li> </ul>	Mach: 7.0 ○ Re-Entry/Free Flight	1.00 m

고체로켓을 부스터로 사용하였으며, 1단 로켓이 6.5 초 동안 마하수 3.5까지 연소한 이후 2단 로켓이 35 초 동안 연소하여 마하수 7.1까지 증가시킨다. 이후 최고 고도 314 km, 최대 마하수 8을 가지며 탄도궤적을 그린다. HIFiRE 0 비행시험의 성공을 기반으로 이후 HIFiRE 비행시험이 진행되고 있다[28].

### 3.4.2 HIFiRE 1

HIFiRE 1 비행시험은 경계층 천이 (BLT: Boundary Layer Transition) 및 충격파 경계층 상호작용 (SBLI: Shock Boundary Layer Interaction)을 연구하기 위한 실험으로써 무동력 Cone Cylinder 형태의 비행시험체를 이용하였다. 이 비행체는 2010년 3월 Woomera 군사제한구역에서 Terrier-Orion 2단 고체로켓으로 고도 288 km까지 상승한 뒤 지구로 재진입하여, 고도 36-18 km 구간에서 마하수 7.3으로 탄도 비행하며 실험을 수행하였다[29].

### 3.4.3 HIFiRE 2

HIFiRE 2 비행시험은 2010년 10월에 계획되어 있었지만, 연기되어 2012년 5월 PMRF에서 실시되었다. HIFiRE 2는 마하수 6-8.5 이상에서 비행 가능한 탄화수소 연료 스크램제트 엔진을 비행시험하는 프로그램으로 DMR 엔진의 천이 과정과 마하수 8로 비행하는 탄화수소 연소의 운용한계를 알아보는 목적을 성공적으로 달성하였다. HIFiRE 2는 Terrier-Terrier-Oriole 과학로켓을 부스터로 이용하였으며, 하강 시 실험을 수행하던 기존의 HyShot 방식과 달리 15도 정도의 상승각을 가지고 상승하며 실험을 수행하였다. 1단 로켓으로 5.6 초 동안 연소하여 마하수 1.2에 도달하고, 2단 로켓은 6 초 동안 연소하여 마하수 2.4까지 증가시킨 후, 3단 로켓으로 마하수 5.2까지 17 초 동안 가속한 DMR 엔진을 가동하여 마하수 6-8.4까지 실험을 수행하였다[30].

### 3.4.4 HIFiRE 3

HIFiRE 3 비행시험은 HyShot 때와 비슷한 스크램제트 엔진을 이용하여 축대칭 수소연료 스크램제트의 연소 성능 확인을 목표로 2012년 9월에 수행되었다. S-30/Orion Improved 2단 로켓을 부스터로 사용하여 300 km 이상의 최대 고도에서 하강하며 마하수 8에서 실험을 노르웨이 Andoya 발사장에서 성공적으로 수행하였다[31].

### 3.4.5 HIFiRE 4

HIFiRE 4 비행시험은 WaveRider의 대기권 내, 외의 조종성 및 착륙과 재료의 적합성 확인

을 목표로 하며 HIFiRE 8을 위한 선행 시험과정으로 여겨진다. 부스터로는 VSB-30이 사용될 예정이며 292 km까지 상승한 이후 하강하며 각각의 DSTO, Boeing 비행시험을 수행한다. DSTO 실험은 88-30 km 구간에서 마하수 7.9-6.4에서 수행되며, 이후 Boeing 비행시험체는 DSTO 비행시험체와 분리되어 30-25 km 구간에서 pull-up 기동 및 착륙 실험을 수행한다[32].

### 3.4.6 HIFiRE 5

HIFiRE 5 비행시험은 타원뿔 형상의 극초음속 비행체에 대하여 3D 유동 효과에 의한 BLT 및 플라즈마에 관한 자료 수집을 목적으로 2012년 4월에 수행되었으나 2단 부스터의 점화가 되지 않아 실험을 성공적으로 수행하지 못했다. 하지만 초음속 영역에서 BLT의 자료 수집이 되었으며 이를 바탕으로 HIFiRE 5B라는 명칭으로 2014년 다시 발사될 예정이라 알려져 있다. 부스터는 S-30/Orion 2단 로켓이 사용되었다[33].

### 3.4.7 HIFiRE 6

HIFiRE 6 비행시험은 3D Inward-Turning 이 중모드 스크램제트의 AFCS (Adaptive Flight Control System)의 Tracking 성능 향상을 목적으로 2014년 11월에 발사가 계획되어 있다. Terrier-Oriole 2단 로켓을 부스터로 사용하여 고도 29-26 km, 마하수 7.4 영역에서 실험이 수행될 예정이며, 비행시험체의 무게는 HIFiRE 1~4 비행시험체의 두 배인 약 250 kg다[34].

### 3.4.8 HIFiRE 7

HIFiRE 7 비행시험은 에틸렌을 연료로 하는 REST(Rectangular to Elliptical Shape Transition) 흡입구 스크램제트 엔진의 추력을 측정하기 위한 프로그램이다. VSB-30을 부스터로 사용하여 1단은 12 초, 2단은 29 초간 연소하여 최대 320 km까지 상승한 후 하강하며 실험이 진행된다. 고도 34-26 km, 마하수 8.0 영역에서 비행시험이 수행되며 Woomera에서 발사될 예정이다. 2013년 6월에 발사하기로 계획되어 있었지만 연기된 것으로 보인다[35].

### 3.4.9 HIFiRE 8

HIFiRE 8 비행시험은 수소연료 스크램제트 엔진의 30 초 간 수평 동력비행을 목적으로 수행될 예정이다. 브라질의 VS-40 2단로켓을 부스터로 사용하며 자세한 사항은 알려져 있지 않다[31].

## 3.5 SCRAMSPACE

SCRAMSPACE는 UQ의 주도 하에 DSTO, JAXA 등 다양한 연구소 및 대학이 참여하여 진



Fig. 14. SCRAMSPACE Flight Experiment[36]

행하고 있는 축대칭 수소연료 스크램제트 엔진의 비행시험 프로그램으로써, 수소연료 스크램제트가 작동되는 광범위한 마하수 영역에서 초음속 연소 현상 분석 및 추력 측정을 목표로 한다. 2010년 호주 우주 연구 프로그램을 통해 연구자금을 지원받아 시작하였으며, 스크램제트 엔진의 마하수 8에서 자유비행 및 마하수 14에서 지상시험이 계획되어 진행할 예정이었다[36].

2013년 9월 Woomera에서 SCRAMSPACE의 첫 비행시험이 수행되었다. S30-Orion Improved 2단 로켓을 부스터로 사용하여 고도 340 km 까지 도달한 후, 하강 시 실험을 수행하여 HyShot 비행시험과 비슷한 임무 형상을 가진다. 최고 고도 이후 32-27 km 구간에서 비행시험이 수행되며 이 때의 마하수는 8이다. 하지만 1단 부스터의 오류로 중요한 대부분의 비행 데이터를 얻지 못하여, 현재까지 SCRAMSPACE 연구결과는 CFD 및 지상시험 결과에만 의존하고 있다. UQ에 따르면 SCRAMSPACE 프로그램의 기간은 2010년부터 2013년까지로 현재는 진행되고 있지 않는 것으로 보인다[37].

#### IV. 결 론

지난 수십년간 지속적으로 수행된 연구 개발 노력에 의하여 극초음속 비행체 기술은 상당한 수준의 기술 성숙도를 가지게 되었으며, 실제 체계에 적용하기 위한 전 단계로 지난 10여 년간 소형 발사체나 준궤도 과학 로켓을 이용한 다양한 비행 시험이 세계 각국의 연구팀에 의하여 수행되었다. 2013년 개정된 우주 개발 중장기 계획에 따라 국내에서도 한국형 발사체 및 달탐사 등의 단기 목표는 물론, 극초음속 비행체 기술로 대표되는 재사용 우주비행기 등의 장기 목표에 대한 연구를 시작하여야 할 시점으로 여겨진다.

Table 2. Sounding Rocket Specification[38-41]

Program	Sounding Rocket	Weight (tonf)	Thrust (tonf)	Burn Time(s)	Total Impulse (MNs)
HyShot HIFiRE 0,1 FASTT	Terrier-Orion Improved	1.44	6.82	5.20	1.28
			3.74	25.4	
HIFiRE 6	Terrier-Orion	2.04	26.2	6.20	4.22
			9.40	28.5	
HIFiRE 2	Terrier-Terrier-Orion	3.08	26.2	6.20	5.82
			9.40	28.5	
HIFiRE 3,5 ScramSpace	S-30/Orion Improved	1.40	10.4	20.0	2.22
			0.71	20.0	
HIFiRE 4,7	VSB-30 S-31/S-30	1.90	24.5	11.0	4.68
			10.4	20.0	
HIFiRE 8	VS-40 (S40TM/S44)	6.69	21.2	56.0	13.9
			3.40	68.0	

Table 3. Small Launch Vehicle in Korea[42-47]

Sounding Rocket	Weight (tonf)	Thrust (tonf)	Burn Time (s)	Total Impulse (MNs)
KSR-I	1.60	8.80	18.4	1.59
KSR-II	1.61	24.0	3.9	2.32
		8.70	16.4	
Hyunmoo-I	4.85	100	3.4	4.62
		4.50	29.0	
Sounding Rocket	Weight (tonf)	Payload (kg)	Ceiling (km)	Range (km)
Hyunmoo-II	7.30	500	-	300
ATACMS Block 1A	1.32	227	50	300
KM-SAM	0.40	25	20	40

본 논문에서는 향후 국내에서 있을 수 있는 유사 연구에 참고가 될 수 있도록 지난 십여 년간 수행된 극초음속 비행 시험의 개요 및 관련 자료를 정리하였다.

현재 극초음속 관련 기술에 관하여 국내 연구는 HyShot-II 프로그램 참가를 통해 발전을 시작하였으며, 대학과 연구기관에서 여러 기초 연구를 통하여 지상 시험 장치 구축 등 연구 역량을 배양하여 왔다. Table 3은 국내에 있는 소형 발사체의 알려진 기본 사양을 정리한 것으로서, 발사체 측면에서도 우주개발 연구 및 방위산업 발달에 따라 국내 역량이 충분한 것으로 보인다. 추력 및 총 역적(Total Impulse)을 고려할 경우, KSR-I, II 및 Hyunmoo-I 등 오래된 국내 발사체들도 기존 극초음속 비행시험에서 사용된 Table 2의 발사체들을 대신할 수 있을 것으로 보인다.

지난 십여 년간 이 분야의 발전된 기술을 고려하면 과학로켓을 이용한 극초음속 비행 시험은 이미 상당한 국내 기반 및 역량을 보유한 것으로 여겨진다.

## 후 기

본 논문은 2013년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 우주핵심기술개발사업(2013M1A3A3A02042430) 및 선도연구센터지원사업(NRF-2013R1A5A1073861)에 의한 서울대학교 “차세대 우주추진 연구센터”의 지원으로 작성되었습니다.

## References

- 1) 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", AIAA 2004-3345, 40th Joint Propulsion Conference, July, 2004
- 2) Sunami, T., Itoh, K., Sato, K. and Komuro, T., "Mach 8 Ground Tests of the Hypermixer Scramjet for HyShot-IV Flight Experiment," AIAA 2006-8062, 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference
- 3) 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", AIAA 99-4848, 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, November, 1999
- 4) "Russia to Test Killer of US Missile Defense, RS-26, later this year," Pravda.ru, [http://english.pravda.ru/news/russia/11-10-2013/125881-usa\\_missile\\_defense-0/](http://english.pravda.ru/news/russia/11-10-2013/125881-usa_missile_defense-0/)
- 5) Won, S. H., Jeung, I. S. and Choi, J. Y., "International Activities of the Developments of Hypersonic Air-breathing Engines Part II: Worldwide Scramjet Development Program," KSAS Journal, Vol. 34, No. 10, October, 2006, pp.99-110
- 6) Falempin, F. and Serre, L., "French Flight Testing Program LEA - Status in 2011," AIAA 2011-2200, 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, April, 2011
- 7) Perrett, B., Sweetman, B. and Fabey, M., "U.S. Navy Sees Chinese HGV As Part Of Wider Threat," AWIN content from Aviation Week, January 2014, <http://aviationweek.com/awin/us-navy-sees-chinese-hgv-part-wider-threat>
- 8) "Hypersonic BrahMos version missile to be ready by 2017," *Archive*, June 28, 2012. <http://archive.indianexpress.com/news/hypersonic-brahmos-version-missile-to-be-ready-by-2017/967830/#>
- 9) Richman, M. S. and Kenyon, J. A., "High Speed and Hypersonic Science and Technology," AIAA 2005-4099, 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Tucson, AZ, Jul. 10-13, 2005
- 10) Noh, J. H., Choi, J. Y., Byun, J. R., Gil, H. Y., Yoon, H. G. and Lim, J. S., "DARPA's Hypersonic Vehicle and TBCC Engine Programs," KSPE Journal, Vol. 14, No. 1, January, 2010, pp.65-78
- 11) Walker, S. H., Sherk, C. J., Shell, D., Schena, R., Bergmann, J. F. and Gladbach, J., "The DARPA/AF Falcon Program: The Hypersonic Technology Vehicle #2 (HTV-2) Flight Demonstration Phase", AIAA 2008-2539, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, OH, Apr. 28-May 1, 2008
- 12) "HTV-2 Collects Unique Data during Several Phases of Second Flight", DARPA News Release, August 11, 2011, [http://www.darpa.mil/NewsEvents/Releases/2011/2011/08/11DARPA\\_HYPERSONIC\\_VEICLE\\_ADVANCES\\_TECHNICAL\\_KNOWLEDGE.aspx](http://www.darpa.mil/NewsEvents/Releases/2011/2011/08/11DARPA_HYPERSONIC_VEICLE_ADVANCES_TECHNICAL_KNOWLEDGE.aspx)
- 13) "Advanced Hypersonic Weapon (AHW), United States of America," army-technology, <http://www.army-technology.com/projects/advanced-hypersonic-weapon-ahw/>
- 14) "Labs technology launched in first test flight of Army's conventional Advanced Hypersonic Weapon," Sandia National Laboratories, <http://www.sandia.gov/LabNews/120518.html>
- 15) Noh, J. H., Won, S. H., Parent, B., Choi, J. Y., Byun, J. R. and Lim, J. S., "Core

Technologies of the X-51A SED-WR Program," *KSPE Journal*, Vol. 12, No. 5, October, 2008, pp.79-91

16) Hank, J. M, Murhy, J. S. and Mutzman, R. C., "The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstration Program," AIAA 2008-2540, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, May 1, 2008

17) Norris, G., "X-51A Waverider Achieves Goal On Final Flight," Defense content from Aviation Week, May 2, 2013, <http://aviationweek.com/defense/x-51a-waverider-achieves-goal-final-flight>

18) Norris, G., "High-Speed Strike Weapon To Build On X-51 Flight," AWIN content from Aviation Week, May 20, 2013, <http://aviationweek.com/awin/high-speed-strike-weapon-build-x-51-flight>

19) Bussing, T., "Hypersonic Flight Demonstration (HyFly)," DARPA Tactical Technology Office, <http://www.darpa.mil/tto/programs/hyfly.html>

20) "HYFLY," Missile Threat, April 5, 2013, <http://missilethreat.com/missiles/hyfly/>

21) DARPA, "Department of Defense Fiscal Year (FY) 2015 Budget Estimates," March, 2014, <http://www.darpa.mil/WorkArea/DownloadAssent.aspx?id=2147487546>

22) Tactical Weapon Demo," Aviation Week, March 26, 2014, <http://aviationweek.com/defense/darpa-kicks-hypersonic-boostglide-tactical-weapon-demo>

23) Foelsche, R. O., Beckel, S. A., Betti, A. A., Wurst, G. T., Charletta, R. A. and Bakos, R. J., "Flight Result from a Program to Develop a Freeflight Atmospheric Scramjet Test Technique," AIAA 2006-8119, 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference

24) Foelsche, R. O., Leylegian, J. C., Betti, A. A., Chue, R. S. M., Marconi, F., Beckel, S. A., Tyll, J. S., Charletta, R. A. and Bakos, R. J., "Progress on the Development of a Freeflight Atmospheric Scramjet Test Technique," AIAA 2005-3297, AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies

25) Ingenito, A., Bruno, C. and Cecere, D., "LES of the HyShot scramjet combustor," AIAA 2010-758, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, January, 2010

26) Walker, S., Rodgers, F., Paull, A. and Van Wie, D. M., "HyCAUSE Flight Test Program," AIAA 2008-2580, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008

27) Dolvin, D. J., "Hypersonic International Flight Research and Experimentation," AIAA 2009-7228, 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference

28) Odam, J., Paull, A., Alesi, H., Hunt, D., Paull, R. and Pietsch, R., "HIFiRE 0 Flight Test Data," AIAA 2009-7293, 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference

29) Adamczak D., Alesi, H. and Frost, M., "HIFiRE-1: Payload Design, Manufacture, Ground Test, and Lessons Learned," AIAA 2009-7294, 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference

30) Jackson, K. R., Gruber, M. R. and Buccellato, S., "HIFiRE Flight 2 Overview and Status Update 2011," AIAA 2011-2202, 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, April, 2011

31) Bowcutt, K., Dolvin, D. J., Paull, A. and Smart, M., "HIFiRE: an International Collaboration to Advance the Science and Technology of Hypersonic Flight," Report ICAS 2012, <http://www.icas.org/media/pdf/ICAS%20Congress%20General%20Lectures/2012/HiFire.pdf>

32) Smith, T. R., Bowcutt, K. G., Selmon, J. R., Miranda, L., Northrop, B., Mairs, R., Unger, E. R., Lau, K. Y., Silvester, T., Alesi, H., Paull, A., Paull, R. and Dolvin, D. J., "HIFiRE 4: A Low-Cost Aerodynamics, Stability, and Control Hypersonic Flight Experiment," AIAA 2011-2275, 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies

Conference, April, 2011

33) Kimmel, R. L., Adamczak, D., Berger, K. and Choudhari, M., "HIFiRE-5 Flight Vehicle Design," AIAA 2010-4985, 40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, June, 2010

34) Bolender, M. A., Staines, J. T. and Dolvin, D. J., "HIFiRE 6: An Adaptive Flight Control Experiment," AIAA 2012-0252, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, January, 2012

35) Smart, M. K. and Suraweera, M. V., "HIFiRE 7 - Development of a 3-D Scramjet for Flight Testing," AIAA 2009-7259, 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2009

36) Kirkland, J., "SCRAMSPACE team awaits further information on launch," UQ News, The University Of Queensland, September, 2013, <http://www.uq.edu.au/news/article/2013/09/scramspace-team-awaits-further-information-launch>

37) Banerjee, S., Creagh, M. and Boyce, R., "An Alternative Attitude Control Strategy for SCRAMSPACE 1 Experiment," AIAA 2014-1475, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, January, 2014

38) Kevin, M. C., Eric, I., Kevin, L., Steven, M., Steven, M. and Rudy, W., "A sounding rocket payload experiment on zero gravity fuel gauging using modal analysis," Proceedings of the Wisconsin Space Conference, 2014

39) "S-30," Encyclopedia Astronautica,

<http://www.astronautix.com/stages/s30.htm#more>

40) "VSB-30," Wikipedia, <http://en.wikipedia.org/wiki/VSB-30>

41) "VS-40," Wikipedia, <http://en.wikipedia.org/wiki/VS-40>

42) Moon, I. S., Moon, I. Y., Cho, S. B. and Ha, S. U., "Study on Methodology of Low Cost Sounding Rocket Development," 2013 KSPE Fall Conference, December, 2013, pp.45-51

43) Roh, W. R., Park, J. J., Hong, I. H., Lee, S. J., Cho, G. R. and Moon, S. H., "Flight Test of KSR-II (Performance Analysis and Flight Results)," 1998 KSAS Fall Conference, November, 1998, pp.415-418

44) "Hyunmoo," GlobalSecurity.org, <http://www.globalsecurity.org/military/world/rock/hyunmoo.htm>

45) "ATACMS™," Lockheed Martin, <http://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed/data/mfc/pc/atacms-block-1a-unitary/mfc-atacms-block-1a-unitary-pc.pdf>

46) "The Surface-to-Air Missile System: MSAM/MRADS/Vityaz," DTIG (Defense Threat Information Group) Special report, <http://www.dtig.org/docs/MSAM-MRADS-Vityaz.pdf>

47) "KM-SAM(Cheongung)," LIG Nex1 Product, [http://www.lignex1.com/en\\_US/product/product\\_detail.jsp?pid=3&scode1=&scode2=&scode3=&skey=](http://www.lignex1.com/en_US/product/product_detail.jsp?pid=3&scode1=&scode2=&scode3=&skey=)