



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(9), 731-743(2020)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.9.731

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

## 극초음속 활공 비행체(HGV)의 연구개발 동향

황기영<sup>1</sup>, 허환일<sup>2</sup>

## Research and Development Trends of a Hypersonic Glide Vehicle (HGV)

Ki-Young Hwang<sup>1</sup> and Hwanil Huh<sup>2</sup>Institute of Advanced Transportation Vehicles, Chungnam National University<sup>1</sup>Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University<sup>2</sup>

## ABSTRACT

The hypersonic glide vehicle ascends to a high altitude by a rocket booster, separates it from the booster, and glides at a hypersonic speed of Mach 5 or higher at an altitude of about 30~70 km, changing its direction in the atmosphere. Since it moves on an unpredictable flight path rather than a parabolic trajectory, it is difficult to intercept with current missile defense systems. The U.S. conducted HTV-2 and AHW flight tests in the early 2010s to confirm the possibility of hypersonic gliding flights, and recently it has been developing hypersonic glide vehicle systems such as LRHW and ARRW. China has conducted several flight tests of the DF-ZF (WU-14) glide vehicle since 2014 and has been operating it with DF-17 missiles. Russia has conducted hypersonic glide vehicle research since the former Soviet Union, but it has repeatedly failed, and recently it has been successfully tested with the Avangard (Yu-71) glide vehicle mounted on the SS-19 ICBM. In this paper, the characteristics, flight test cases, and development trends of hypersonic glide vehicles developed or currently being developed in the United States, China, Russia, Japan, India, and Europe are reviewed and summarized.

## 초 록

극초음속 활공 비행체는 로켓 부스터에 의해 높은 고도로 올라가서 부스터에서 분리된 후 대기권 내에서 진행 방향을 바꾸면서 약 30~70km 고도에서 마하 5 이상의 극초음속으로 활공한다. 이는 포물선 궤적이 아닌 예측 불가능한 비행경로로 이동하므로 현재 미사일 방어 체계로 요격이 어렵다. 미국은 2010년대 초에 HTV-2와 AHW 비행시험을 수행하여 극초음속 활공 비행 가능성을 확인했고, 최근에 LRHW, ARRW 등 극초음속 활공 비행체 시스템을 개발하고 있다. 중국은 DF-ZF (WU-14) 활공 비행체를 2014년부터 비행시험을 수차례 수행했고 DF-17 미사일에 탑재하여 운용하고 있다. 러시아는 구소련 시절부터 극초음속 활공 비행체 연구를 수행했지만 실패를 거듭했고 근래에 Avangard (Yu-71) 활공 비행체를 SS-19 ICBM에 탑재하여 비행시험에 성공하였다. 본 논문에서는 미국, 중국, 러시아, 일본, 인도, 유럽에서 개발했거나 현재 개발 중인 극초음속 활공 비행체의 특성, 비행시험 사례 및 개발 동향을 고찰하였다.

**Key Words** : Hypersonic Glide Vehicle(극초음속 활공 비행체), Maneuverability(기동성), Missile Defense(미사일 방어), Boost-Glide Trajectory(부스터 활공 궤적), Flight Test(비행시험), Atmospheric Re-entry(대기권 재진입)

† Received : June 8, 2020    Revised : -    Accepted : August 4, 2020

<sup>1</sup> Researcher, <sup>2</sup> Professor

<sup>2</sup> Corresponding author, E-mail : hwanil@cnu.ac.kr, ORCID 0000-0002-1248-0190

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

## 1. 서 론

부스트 활공(boost-glide) 개념은 높은 고도에서 화살촉(arrow shell)이 발사될 때 훨씬 더 멀리 이동하는 것을 발견한 독일 포병 장교들에 의해 처음 인지되었다. 이들은 공기가 희박한 높은 고도에서 궤적이 길어지는 것은 초음속에서 공기역학적 양력을 생성시킬 수 있는 받음각(Angle of Attack, 이하 AoA)을 가진 화살촉에서 발생한다는 것을 알게 되었다. 최초의 부스터 활공 개념은 Eugen Sänger가 극초음속에서 사거리 연장을 위해 활공할 수 있는 재진입 비행체(re-entry vehicle) 발사용으로 로켓을 사용하는 개념을 제안한 1930년대로 거슬러 올라간다. 제2차 세계대전 이후 로켓 기술의 발전으로 인해 미국은 활공 비행 개념을 탐구하기 위한 다양한 연구(Bomi, Hywards, Dyna-Soar 등)를 1950~1960년대에 수행하였다[1-3].

마하수 5 이상의 극초음속 기술은 무기, 항공기, 우주선 등에 이용되며, 극초음속 무기로는 극초음속 순항 미사일(hypersonic cruise missile), 극초음속 활공 비행체(Hypersonic Glide Vehicle, 이하 HGV), 탄도 미사일(ballistic missile) 등이 있다. 극초음속 공기흡입(air-breathing) 비행체인 경우 미국 NASA는 2004년에 X-43A 비행체로 10초간 스크램제트 엔진(수소연료)을 작동하여 최대 마하수 9.7로 비행하였다. 미국의 국방고등연구기획청(DARPA)과 공군연구소(AFRL)는 X-51A 스크램제트 비행체(충격파를 이용하여 양력을 얻는 Waverider 형상, 탄화수소연료)를 개발하여 2013년에 210초 비행 동안 최대 마하수 5.1에 도달했으며, 또한 2014년부터는 HAWC(Hypersonic Air-breathing Weapon Concept) 프로그램을 통해 공중발사 극초음속 순항 미사일용 핵심기술을 개발하고 있다[4-6]. 중국은 마하수 5.5~6.0으로 400초 이상 비행하는 Xing Kong(성쿵)-2 극초음속 미사일(스크램제트)의 비행시험을 2018년 8월에 처음으로 성공했으며, 2025년경에 군에서 운용할 예정이다. 러시아는 2011년부터 Zircon 극초음속 미사일(마하수 6~8, 고도 30~40km, 스크램제트)을 개발하여 2017년 4월과 2018년 12월 비행시험(최대 마하수 8)에 성공했으며, 2023년경에 군에서 운용할 예정이다. 또한 Iskander 미사일을 개량한 Kinzhal 극초음속 미사일(마하수 10, 고체로켓)을 개발하여 MiG-31K 전투기에 탑재하였다[6,7].

극초음속 활공 비행체(HGV)는 Fig. 1에서 보듯이 로켓 부스터에 의해 수직 상승하여 대기권 바깥 부근의 높은 고도까지 올라가서 부스터에서 분리된 후 대기권으로 재진입하여 RCS(Reaction Control System), 플랩(flap) 등으로 자세제어 및 진행 방향을 바꾸면서 약 30~70km 고도에서 마하수 5 이상의 극초음속으로 활공 비행한다. 이는 비행경로(진행방향, 탄착점)를 예측하기 어렵고 또한 비행고도가 탄도 미사일에 비해 매우 낮아 지상 레이더는 시야각(viewing angle) 제

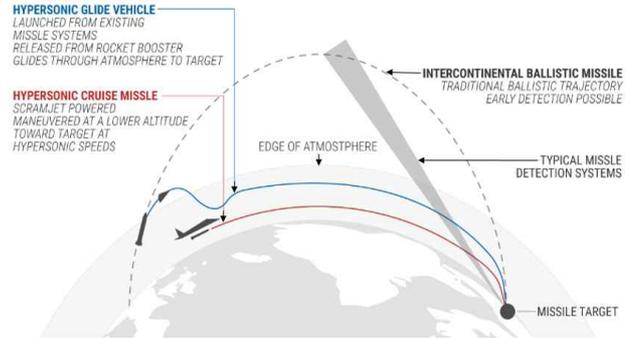


Fig. 1. Schematic diagram of trajectories for hypersonic flight systems [8]

한으로 근거리에서만 탐지 가능하고, 위성은 배경 산란(background clutter)으로 탐지가 어려워 현재 미사일 방어(missile defense) 기술로는 요격이 쉽지 않다. HGV는 로켓 부스터에 의해 발사되고 미사일에 적용되므로 Boost-Glide Missile이라고도 한다[8-10].

미국은 2000년대 초부터 재래식 신속 글로벌 타격(Conventional Prompt Global Strike, 이하 CPGS) 프로그램을 통해 전 세계 어느 곳이든 목표물을 1시간 이내에 타격할 수 있는 비핵무기를 개발함으로써 군사적 저지를 다양화하려고 계획하였다. 이의 일환으로 HTV-2 및 AHW 극초음속 활공 비행체를 개발하여 2010~2014년에 4번 비행시험을 수행했으며, 최근에는 C-HGB, OpFires, TBG 등 HGV 자체 개발뿐만 아니라 부스터와 결합된 지상/함정(잠수함)/공중 발사 미사일인 LRHW, ARRW 등을 개발하고 있다[6,11]. 중국은 DF-ZF(WU-14) 활공 비행체를 개발하여 2014년부터 9번 이상 비행시험을 했으며, DF-ZF를 탑재한 DF-17 미사일을 2019년 말에 공개하였다[6]. 러시아(소련)는 1980년대에 극초음속 활공 비행체 연구를 시작하여 4번 이상 비행시험을 수행했고, 2010년부터는 4202 프로젝트 하에서 개발한 Avangard(Yu-71) 활공 비행체를 SS-19 ICBM에 탑재하여 비행시험 3번 성공한 후 2019년 12월 미사일 부대에 배치하였다[7].

극초음속 활공 비행체에 대한 핵심 기술로는 비행체 내열 설계와 소재, 대기권 진입 직후의 비행 공력, 극초음속 비행 환경에서 작동하는 센서나 액추에이터, 비행체를 둘러싸고 있는 플라즈마에 영향을 받지 않는 탐색기(seeker), 넓은 작동영역에서 운용 가능한 제어 시스템 등이 있다[9]. 미국 DARPA는 MACH (Materials Architectures and Characterization for Hypersonics) 프로그램을 통해 극초음속 비행체의 선단부(leading edge)를 고온으로부터 보호하기 위한 수동/능동냉각 시스템, 내열 코팅 및 소재(복합재료) 개발 연구를 진행하고 있다[12].

본 논문에서는 미국, 중국, 러시아, 일본, 인도, 유럽에서 개발했거나 현재 개발 중인 극초음속 활공 비행체의 특성, 비행시험 사례 및 연구개발 동향에 대해 조사/분석하였다.

## II. 극초음속 활공 비행체의 연구개발 동향

### 2.1 미국의 HGV 연구개발 동향

#### 2.1.1 HTV-2 (Falcon 프로그램)

미국 DARPA와 공군 주도 하에 진행된 Falcon (Force application and launch from continental United States) 프로그램은 극초음속 순항 비행체(Hypersonic Cruise Vehicle, 이하 HCV) 및 HCV를 순항속도까지 가속시키거나 소형 인공위성(450kg)을 저궤도(185 km)에 진입시킬 수 있는 저비용 소형 발사체(small launch vehicle)에 요구되는 핵심기술 개발과 검증목표로 2003년에 시작되었다[13]. 극초음속 기술 실증기 HTV(Hypersonic Technology Vehicle)를 이용한 단계적 비행시험을 계획하였으며, 이와 관련하여 극초음속 비행체의 개발 단계와 주요 기술 및 용도는 Fig. 2와 같다.

HTV-1은 대기권 재진입 후 마하수 19 정도의 극초음속에서 활공 기술을 검증하는 것이며, HTV-2는 양항비(Lift-to-Drag ratio, 이하 L/D)를 2.5(HTV-1)에서 3.5~4.0로 증가시킨 날개(winged) 형상, 마하수 20에서 견딜 수 있는 비행체 외피용 내열재료, 기동성(maneuverability), 극초음속 순항 및 재진입시 장거리 통신 등의 검증이 주목표이었다. 그러나 HTV-1 비행체의 선단부를 일체형 탄소/탄소(C/C) 복합재로 제작 중에 중간 박리되어 HTV-1 비행체는 제작하지 않고, 그 대신에 HTV-2 비행체 선단부를 날카롭고, 얇은 여러 조각의 복합재로 제작하였다[13,15].

HTV-3X(Blackswift)는 터보제트-스크램제트 복합엔진인 FaCET TBCC(Turbine-Based Combined Cycle)를 탑재하여, 초음속 터보제트 엔진으로 활주로에서 이륙 후 이중모드램제트/스크램제트 추진으로 마하수 6까지 가속한 다음 활주로로 다시 착륙하는 재사용 가능한 극초음속 비행체(추진기관) 개발이 목표이었으나, 미 의회에서 2009년도 예산 삭감으로 인해 2008년 10월에 개발이 중단되었다. 이의 후속 모델인 HCV는 마하수 8의 스크램제트 극초음속 비행체로 2시간 이내에 17,000km 떨어진 지역의 시간위급(time-critical) 목표물을 타격할 목표로 계획되었으나, 미 의

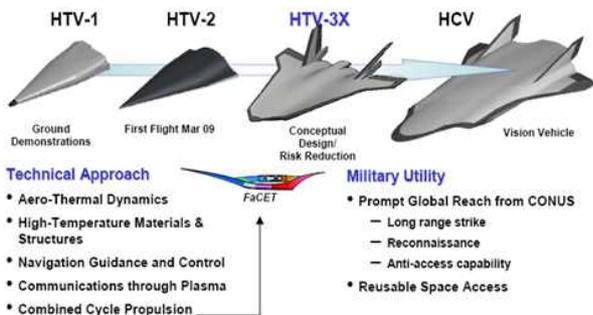


Fig. 2. Falcon HTV program overview [14]

회에서 무기화에 대한 민감한 반응으로 인해 Falcon 프로그램에서 배제되었다[13].

Figure 3은 HTV-2에 장착된 GPS 안테나, RCS, 플라즈마 프로브, 배터리 등 구성품의 위치와 함께 형상을 보여준다. HTV-2의 길이는 3.6m, 폭은 1.9m, 높이는 0.5m 그리고 무게는 900kg이다. HTV-2 구조물은 내열금속(티타늄, 텅스텐 등)과 복합재(탄소섬유, 실리카 등)로 제작되었다. 탑재체로는 4개의 리튬이온과 리튬 티오닐 염화물 배터리(0.5~18.5kg/개), 약 1.4kg의 압축 질소가스, 5~20W 무선주파수 트랜스미터, 최대 900 W 무선 주파수 펄스, 소형 C급 전기기폭장치(10개) 등이 있다[17,19].

HTV-2는 Minotaur IV Lite 부스터(3단형 고체로켓, 직경 2.3m)의 상단 페어링 속에 탑재되며, Fig. 4는 HTV-2의 비행 시퀀스를 보여준다. Fig. 5는 캘리포니아 Vandenberg 공군기지에서 약 7,700km 떨어진 태평양의 마셜제도 Kwajalein까지 2개 비행시험 경로

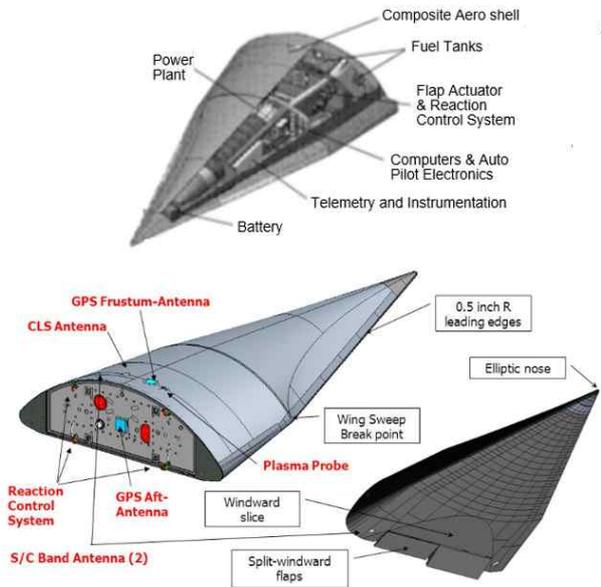


Fig. 3. HTV-2 body and its components [16,17]

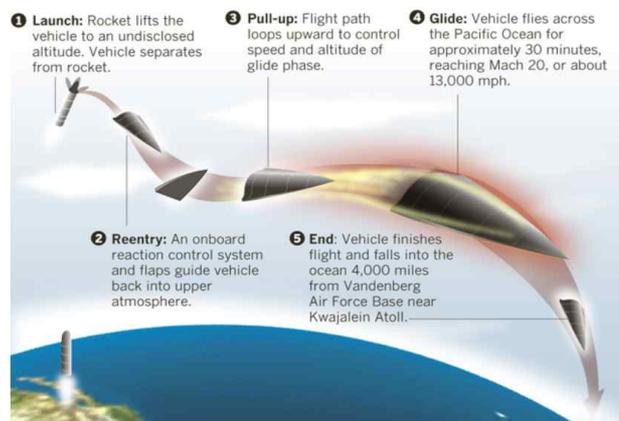


Fig. 4. HTV-2 flight sequence [18]

(부스터 낙하지점 포함)를 보여주며, A 경로는 비교적 직선이고, B 경로는 중간지점에서 HTV-2 기동성을 시험할 목적으로 구성되었다.

Table 1은 총 2회 수행한 비행시험 결과를 보여준다. 2010년 4월 22일 수행된 첫 번째 비행시험의 경우, HTV-2는 부스터로부터 성공적으로 분리되었고 139초 동안 마하수 22~17에서 공력 데이터를 확보하였으나 부스터 발사 후 계획된 30분의 비행시험(A 경로) 중 근지점(perigee) 부근(약 9분)에서 예상보다 큰 Yaw가 발생한 후 Roll과 결합되어 제어가 불가능하여 비행종료장치를 이용하여 HTV-2를 강제로 바다에 침수시킴으로써 비행시험은 실패하였다. 첫 번째 비행시험의 경우 극한 받음각(최대 89°)에서 비행능력을 검증하려고 계획하였으나 예상보다 큰 Yaw가 Roll과 결합되어 비행체 플랩(flap)의 제어 범위를 초과했고, 이에 대한 개선책으로 비행체 무게중심(CG) 조정, 받음각(AoA) 감소, 제어 능력 증대를 위한 RCS 등 3가지를 두 번째 비행시험에 적용하였다.

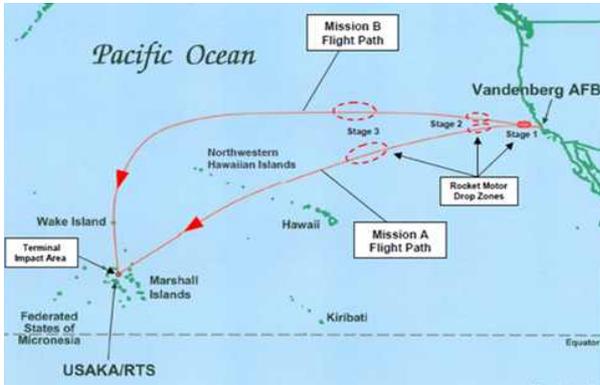


Fig. 5. HTV-2 over-ocean flight paths [19]

Table 1. Flight test results of HTV-2 [10]

Date	Flight test results
Apr. 22, 2010	The HTV-2 successfully separated from its launch vehicle allowing the collection of 139 seconds of Mach 22 to Mach 17 aerodynamic data. However, the flight was ended prematurely (about 9 minutes after launch) by an autonomous flight termination system after the vehicle began to rotate uncontrollably.
Aug. 10, 2011	The HTV-2 successfully achieved aerodynamically controlled flight for nearly three minutes, but the test was ended automatically (about 9 minutes after launch) when, as a result of heating, larger than anticipated portions of the vehicle's skin peeled from the aerostructure causing the vehicle to roll abruptly. The problem was unrelated to the anomaly in the first flight.

2011년 8월 10일 수행된 두 번째 비행시험도 동일한 A 경로가 사용되었고, HTV-2는 부스터로부터 분리된 후 대기권내에서 마하수 20으로 약 3분 동안 정상적인 공력 비행(외피 온도 1,930°C 도달)을 하였으나 비행체 외면(복합재료)의 과도한 삭마로 야기된 충격파로 인해 갑자기 큰 Roll이 발생하여 개선된 제어시스템을 작동해 보았지만 비행 제어가 불가능하여 강제로 바다에 침수(발사 후 9분경)시킴으로써 비행시험은 또다시 실패하였다[10,20].

Figure 6은 HTV-2의 예상 비행궤적(비행고도와 시간)을, Fig. 7은 대기권에 진입한 뒤에 예상 비행 거리, 속도 및 시간을 보여준다. Fig. 6과 Fig. 7에서 알 수 있듯이 총 비행시간은 1800초(30분), 대기권 진입 시간과 거리는 발사 후 400초와 발사지점으로부터 2,000km이며, HTV-2가 활공하기 위해 방향을 급선회하는 pull-up phase 시작(perigee)은 약 540초(9분)이다. 여기서 9분은 1,2차 비행시험이 실패한 시점과 일치한다. HTV-2의 속도는 대기권 재진입 시 6,000m/s 이었으나 공기저항으로 인해 비행속도가 줄어 탄착지에서 2,000m/s로 예상되었다.

DARPA는 Falcon 프로그램의 후속으로 HTV-2의 세 번째 비행시험 성격도 띄면서 신속 글로벌 타격 무기와 극초음속 비행기 개발에 필요한 기술 검증

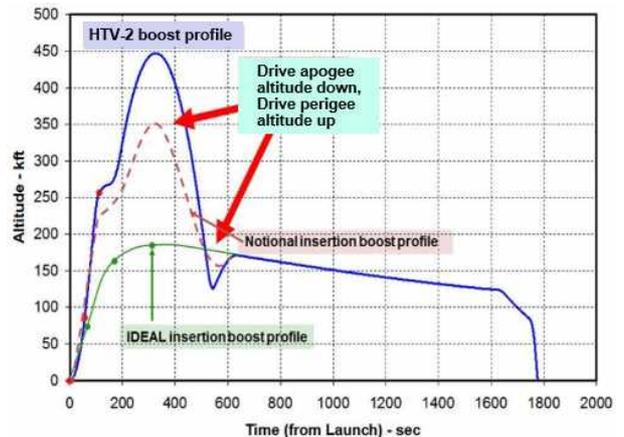


Fig. 6. HTV-2 vs HX boost profiles [21]

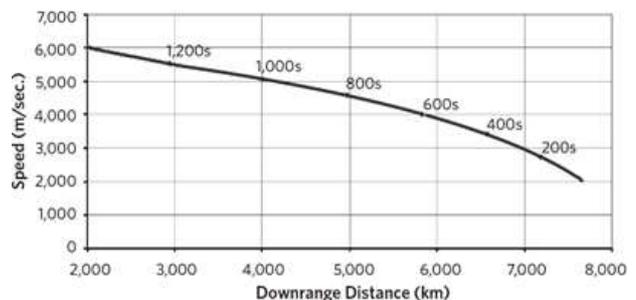


Fig. 7. Speed against downrange distance during the atmosphere portion of HTV-2 flights [10]

위해 IH(Integrated Hypersonics) 프로그램을 계획했다[21]. 공기역학, 제어, 열설계 분야에서 HTV-2 비행시험으로부터 얻는 경험을 바탕으로 Fig. 8과 같이 HX(Hypersonic X-plane) 활공 비행체 형상을 개념설계 했으며, HTV-2보다 비행체 공력과 제어 능력을 증대하기 위해 양향비(L/D)를 20% 크게 하고 비행 제어 능력을 2배 증가시키며, 또한 25% 이상 마진을 가진 열보호 시스템으로 개선하려고 하였다. 또한 비행체 외피(aeroshell) 가열을 감소시키고 비행경로 각을 완화하기 위해 즉, 높은 원지점(apogee)에서 하강 및 이어지는 근지점(perigee)에서 급격한 상승(pull-up)을 피하기 위해 Fig. 6에서 보듯이 대기권을 재진입하는 HTV-2 궤적(청색) 대신에 대기권내 평형 활공(equilibrium gliding) 궤적으로 바로 진입(녹색)하도록 부스터 발사 시스템을 개선하려고 하였다. 또한 사거리 증대를 위해 활공 비행체에 작은 로켓(가스 발생기)을 탑재하여 Fig. 9에서 보듯이 순항 비행 동안에 주기적으로 재상승(reboost)시키는 다중연소 추진시스템을 고려하였다. IH 프로그램은 열방호 시스템과 고온 구조물, 공기역학, 유도-항법-제어(GNC), 사거리와 측정시스템(실시간 온도, 삭마 등), 추진기관 등 5가지 기술 영역에서 극초음속 기술 향상에 목적을 두었으나 IH 프로그램은 착수되지 않았다. 그 대신에 DARPA와 공군은 공중발사 전술 미사일용 극초음속 활공 비행체 기술을 개발하고 검증하는 TBG(Tactical Boost Glide, 마하수 7 이상) 프로그램(2014~2020년)을 착수했으며, 이는 공군 AGM-183A 극초음속 미사일에 적용될 예정이다[22,23].



Fig. 8. Notional HX concept [21]

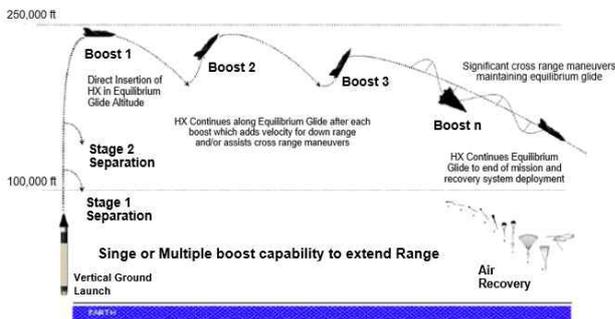


Fig. 9. HX boost-glide flight sequence [22]

### 2.1.2 AHW

미 육군사령부(USASMDC/ARSTRAT)는 CPGS 프로그램의 일환으로 AHW(Advanced Hypersonic Weapon) 극초음속 활공 비행체를 개발하였다. AHW 활공 비행체는 Polaris A3 1, 2단과 Orbus 1a 3단을 결합시킨 STARS(Strategic TARget System) 고체 부스터(추력 165,000kg, 직경 1.37m)에 의해 수직 상승하여 대기권 내에서 극초음속 활공하는 동안에 공기역학, 항법, 유도, 제어, 내열(thermal protection) 기술 등을 시험 평가하며, 극초음속 활공 시스템의 비행시험 데이터를 수집하는데 있다[24].

HTV-2는 큰 양향비(L/D)를 가진 날개(winged) 형상인 반면에, AHW는 조종과 양력 증가를 위해 Fig. 10에서 보듯이 90° 간격으로 4개의 꼬리 날개를 가진 원뿔(conical) 형상으로 페이로드 조립체 내에 장착 가능하도록 설계되었고, 1979~1985년에 비행시험(3회)을 성공리에 수행한 원뿔 형상을 가진 SWERVE (Sandia Winged Energetic Reentry Vehicle Experiment)의 후속 활공 비행체이다. AHW는 35분 이내 비행으로 약 6,000km 떨어져 있는 탄착점을 10m 이내 정확도로 타격하는 데 목표를 두고 있다[24,25].

AHW 활공 비행체는 다양한 내열금속(티타늄, 텅스텐 등)과 복합재(탄소섬유, 실리카 등)로 제작되었다. 1개 리튬 이온 액추에이터 배터리 및 2개 리튬 이온과 5개 니켈 망간 수소화물 배터리(1.4~27.3kg/개)로 전원을 공급받으며, 압축 질소가스(약 1.4kg), 무선주파수 트랜스미터(5~20W), 무선주파수 펄스(최대 400W), 10개 소형 전기기폭장치 등을 탑재하고 있다[24,26].

Figure 11은 하와이 Kauai에서 3,700km 떨어진 마셜제도 Kwajalein까지 AHW 1차 시험 비행경로(1~3단 로켓 부스터 낙하지점 포함)를, Table 2는 총 2회 실시한 비행시험 결과를 보여준다. 2011년 11월 17일 수행된 첫 번째 비행시험의 경우, AHW는 하와이의 Kauai에서 발사된 후 부스터에서 분리되어 비탄도 활공 궤적에 따라 극초음속으로 약 30분간 비행하여 마셜제도 Kwajalein에 도달함으로써 비행시험에 성공하

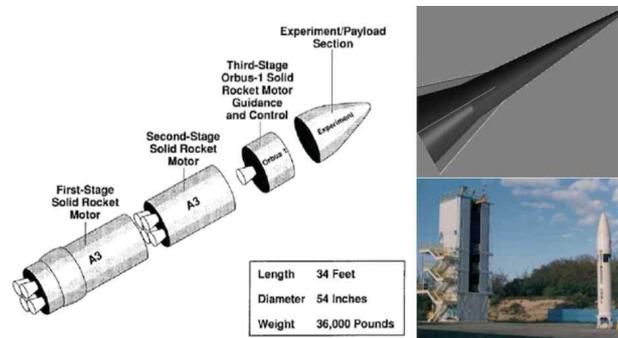


Fig. 10. Configurations for STARS Booster and AHW [26]

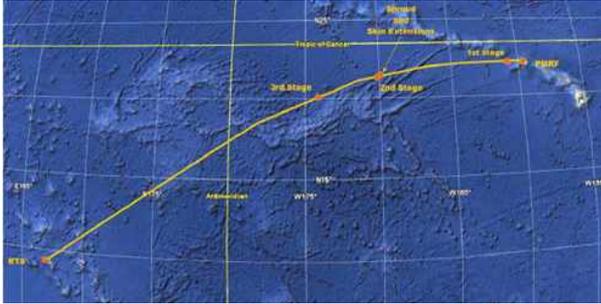


Fig. 11. The first flight test trajectory of AHW [26]

Table 2. Flight test results of AHW [27,28]

Date	Flight test results
Nov. 17, 2011	The AHW was successfully deployed on the desired flight trajectory, flew a non-ballistic glide trajectory at hypersonic speed, and then hit the planned impact location at the Reagan Test Site on Kwajalein Atoll - about 3,700 km from the launch point.
Aug. 25, 2014	The AHW was launched from the Kodiak Launch Complex in Alaska, but the test was terminated near the launch pad shortly after lift-off due to booster malfunction.

였다. 1차 비행시험에서는 공기역학, 항법, 유도조종, 제어, 내열 기술과 연관된 데이터를 극초음속 활공 구간에서 획득하였다. 그 후 2014년 8월 25일 수행된 두 번째 비행시험은 알래스카에서 약 6,300km 떨어진 마셜제도에 도달하는 것이 목표이었으나, AHW는 발사 직후 부스터로 인한 비정상적 상황(부스터 외부의 내열 덮개가 부스터 조종시스템과 간섭) 발생으로 비행 제어가 불가능하여 비행종료장치를 작동시켜 폭파(약 4초)시킴으로써 비행시험은 실패하였다[27,28].

2.1.3 LRHW

AHW의 축소 모델인 원뿔 형상의 C-HGB(Common Hypersonic Glide Body)를 미 해군과 육군이 공동으로 개발 중이며, 해군이 C-HGB 설계 업무를, 육군은 제작을 서로 분담하여 수행하고 있다. 해군과 육군은 C-HGB를 공용으로 사용하되, 발사체는 각각 함정(잠수함)과 지상에서 발사되는 환경상의 차이를 고려하여 따로 개발하고 있다. 육군은 C-HGB를 탑재한 LRHW(Long-Range Hypersonic Weapon)를 개발하기 위해 2019년 8월말 Dynetics(C-HGB 제작) 및 Lockheed Martin(LRHW 체계조립) 회사와 개발 계약을 체결하였다[30].

C-HGB의 비행시험 1호기는 2017년 10월에, 비행시험 2호기는 2020년 3월 19일에 하와이의 Kauai에

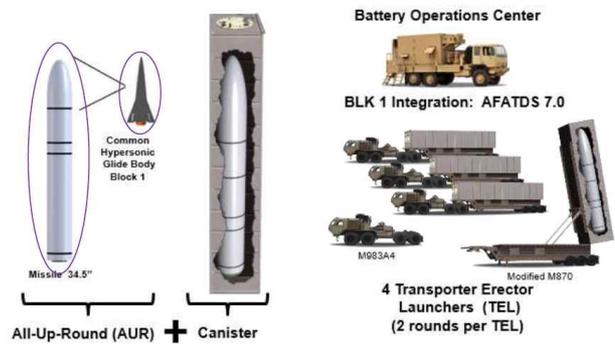


Fig. 12. LRHW, canister and launchers [29]

서 발사되어 극초음속 활공으로 목표지점에 도달함으로써 계획된 비행시험에 성공하였다. 육군은 Fig. 12에서 보듯이 4대의 이동식 LRHW 발사차량(TEL), 지휘/통제차량 및 전원공급차량으로 구성된 LRHW 부대를 2023년경부터 운용할 예정이며, LRHW 사거리는 약 2,250km이다. 해군은 CPS(Conventional Prompt Strike) 프로그램의 일환으로 C-HGB를 탑재한 함정 발사용은 2023년경에, 잠수함 발사용은 2024년경에 운용하려고 계획하고 있다[30,31].

2.1.4 ARRW

미 공군은 전투기에서 발사하는 HGV를 개발하기 위해 Lockheed Martin 회사와 2018년 4월에 HCSW(Hypersonic Conventional Strike Weapon) 계약을, 8월에 ARRW(Air-launched Rapid Response Weapon) 계약을 체결했다. HCSW는 AHW 후속 모델인 원뿔형상의 C-HGB를, ARRW는 DARPA가 HTV-2 후속 모델로 개발 중인 날개 형상의 TBG를 탑재한다. ARRW는 2021년 11월까지 개발을 완료하고 2022년 중순에 공군에 인도할 예정이다. ARRW는 HCSW보다 크기가 작아서 B-52 폭격기에 2배 많이 탑재할 수 있어 공중 발사에 유리하고, 예산상의 문제 등으로 인해 HCSW 개발은 2020년 2월 중단되었다[6,32].

Figure 13은 AGM-183A ARRW 형상을 보여주며, ARRW 사거리는 약 925km이고 최대 마하수는 20이다. AGM-183A ARRW는 B-1, B-52, F-15 등 전투기



Fig. 13. AGM-183A ARRW configuration [33]

에 탑재 가능하도록 개발될 예정이며, 2019년 6월 12일에 ARRW를 탑재한 B-52 폭격기는 캘리포니아 Edwards 공군기지를 이륙하여 ARRW에 대한 첫 번째 운송특성 비행시험을 수행하여 항력과 진동·충격 데이터를 확보하였다[6,34].

## 2.2 중국의 HGV 연구개발 동향

### 2.2.1 WU-14, DF-ZF

중국 서부 산시성 우자이(Wuzhai) 지역의 타이위안 위성발사센터에서 2014년 1월 9일 발사된 마하수 10 정도의 극초음속으로 날아가는 활공 비행체가 미국 측에 의해 처음 탐지되었다고 Washington Free Beacon이 보도했고, 미 국방부는 이를 WU-14로 명명(WU는 Wuzhai, 14는 2014년에서 각각 따옴)하였다. 그러나 중국은 그 후 WU-14를 DF-ZF라고 명칭을 붙였다.

중국은 고속 비행체(미사일, 항공기 등) 기술시험을 위해 극초음속 지상시험설비를 보강하고 있으며, 근래에는 기보유한 풍동 JF-12(마하수 5~9, 전온도 1,500~3,500K), FD-21(마하수 10~15) 등보다 빠른 마하수 25까지의 극초음속 비행환경을 모사할 수 있는 전장 265m의 대형 극초음속 풍동(hypersonic wind tunnel)을 건설 중이며 2020년에 완공할 예정이다. 이는 세계에서 가장 빠른 속도를 지상에서 묘사할 수 있는 풍동시험 설비이며, 중국은 극초음속 연구에 보다 박차를 가할 것으로 보인다. Fig. 14는 JF-12 극초음속



Fig. 14. China's HGV model in the JF-12 wind tunnel [35]

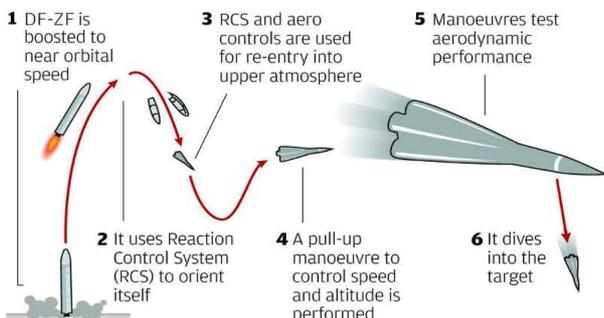


Fig. 15. DF-ZF flight sequence [36]

Table 3. Flight test results of WU-14/DF-ZF [37]

Date	Flight test results
Jan. 9, 2014	First test launch
Aug. 7, 2014	Failed test, missile broke up soon after launch
Dec. 2, 2014	Successful test
Jun. 7, 2015	Apparent success, U.S. official noted the vehicle took "extreme maneuvers"
Aug. 19, 2015	Apparent success, U.S. official noted the vehicle took "evasive actions"
Nov. 23, 2015	Successful, with the HGV reaching a speed "beyond Mach 5"
Apr. 22, 2016	Successful test
Nov. 1, 2017	Flew approx. 1,400 km over 11 minutes, with the HTV flying at a depressed altitude of around 60 km
Nov. 15, 2017	Employed DF-17 to boost HGV to apogee

풍동에 설치된 날개(winged) 형상의 HGV 시험모델을 보여준다.

Figure 15는 DF-ZF HGV의 비행시험 시나리오를 보여준다. 중국은 2014년부터 2017년까지 최소 9번의 HGV 비행시험을 수행했으며, Table 3은 공개된 비행시험 날짜와 시험결과 등을 보여준다. 2015년에 실시된 4, 5차 비행시험은 미사일 방어 체계를 회피할 수 있는 극한 기동능력을 확인하는 시험이었다. 두 번째 시험은 부스터(2단형 액체 로켓, CZ-2C) 발사 직후에 부스터 폭발로 실패했으나 정확한 원인은 공개되지 않았고, Fig. 16은 내몽고에 떨어진 부스터 잔해를 보여준다[38].



Fig. 16. Photos of crash site for WU-14 flight test II [38]



Fig. 17. DF-17 missiles on parade in Beijing [39]

2014년부터 2016년까지 7번의 비행시험은 중국 서부 산시성(우자이) 타이위안 위성발사센터에서 수행한 DF-ZF 개발시험이었다. 2017년 11월에 실시된 2번의 비행시험은 DF-17(동평-17) 미사일에 DF-ZF를 탑재하는 시험으로써 내몽골 주취안(Jiuquan) 위성발사센터에서 발사하여 신장(Xinjiang) 지역에 있는 목표물에 도달함으로써 성공리에 수행되었다. 2017년 11월 1일 비행시험은 DF-ZF가 부스터에서 분리되어 마하수 10 정도로 대기권 재진입 후 약 60km 고도에서 11분간 1,400km를 활공하였다[37].

Figure 17은 2019년 10월 군사 퍼레이드에 공개된 DF-ZF를 전방에 탑재한 DF-17 중거리 탄도 미사일을 보여주며, 날개 형상의 DF-ZF 후미에 4개의 꼬리 날개가 있는 것을 볼 수 있다. DF-17 미사일은 사거리가 1,800~2,500km이며, DF-ZF는 DF-21 중거리 탄도 미사일, DF-31 ICBM 등 중국의 다양한 탄도 미사일에 탑재 가능하며, DF-ZF HGV의 활공 속도는 마하수 5~10으로 알려져 있다[39,40].

## 2.3 소련/러시아의 HGV 연구개발 동향

### 2.3.1 소련 Yu-70/102E

소련은 미국의 SDI(Strategic Defense Initiative)에 대응하기 위한 연구를 1985년에 시작하였고, 이러한 연구의 일환으로 NPOMash(NPO Mashinostroyeniya, Chelomey Design Bureau)가 “Gliding Winged Re-entry Vehicle”이라고 불리는 HGV 연구를 처음으로 제안하고 Albatross 프로젝트 통해 수행하였다. 첫 번째 연구용 활공 비행체는 102E로, 이를 탑재한 시스템은 15Yu70 또는 Yu-70으로 칭하였다. 부스터로는 UR-100NUTTH(SS-19) ICBM이 사용되었고, HGV는 SDI 미사일 방어체계로부터 탐지되지 않도록 하기 위해 약 70~80 km의 고도를 비행하면서 기동성을 가지게 설계되었다. 1990년 초에 비행시험을 2회 수행하여 Kamchatka에 있는 시험장에 성공적으로 도달하였으나 비행시험 중에 HGV를 부스터에서 분리하지 않았다. 그 후 HGV를 분리하는 비행시험을 1회 계획하였으나 시험 여부는 공개되지 않았고, 또

Table 4. Flight test results of Yu-70/102E [41,42]

Date	Flight test results
Feb. 28, 1990	First flight test of the Yu-70/102E vehicle of the Albatross programme. No separation of the glide vehicle from the boost stage
Mar. 29, 1990	Yu-70/102E glide vehicle; No separation of the glide vehicle from the boost stage
Jun. 27, 2001	UR-100NUTTH(SS-19) launch that may have involved a test of the glide vehicle
Feb. 18, 2004	Demonstration of the Yu-70/102E vehicle. UR-100NUTTH launch during a strategic exercise; reportedly unsuccessful

한 소련의 붕괴(1991년)로 인한 재정적인 어려움으로 Albatross 프로젝트는 축소되었지만 NPOMash는 HGV 연구를 지속하였다[41].

Table 4는 Yu-70/102E HGV 비행시험 일자 및 시험결과를 보여준다. 2004년 2월 전략무기 훈련 중에 정치지도자들 앞에서 UR-100NUTTH를 Kazakhstan 지역의 Baikonur에서 발사하였으나 비행시험 중에 Yu-70/102E가 실종되어 Kamchatka 탄착지에 도달하지 못하였다. 비행시험의 부분적인 성공에도 불구하고 Albatross 프로젝트는 러시아의 정치·군사 지도자의 확실한 지원을 받아 2007년경에 “Project 4202”로 전환되었다. NPOMash는 Yu-70/102E의 제어시스템을 개발했던 우크라이나 Khartron JSC 등 소련시절 협력 회사를 배제한 채 Yu-70/102E HGV 및 관련 시스템을 일부 설계 변경한 후 설계 변경된 활공 비행체 이름을 Yu-71로 호칭하였다[41].

### 2.3.2 러시아 Yu-71, Yu-74, Avangard

“Project 4202” 하에서 제작된 활공 비행체인 Yu-71을 장착한 SS-19 ICBM의 첫 번째 비행시험은 2011년 12월에 카자흐스탄의 Baikonur 발사장에서 실시되었다. 그 후에는 발사장 개조 작업이 완료된 남부 우랄산맥의 Orenburg 지역 Yasny 부근 러시아 Dombrovskiy 미사일 기지로 바꾸어 2013년부터 비행시험 발사를 했지만 탄착지는 모두 극동 시베리아 Kamchatka 반도의 Kura 미사일 시험장이었다. Table 5는 러시아 HGV 비행시험 일자 및 시험결과를 보여준다. Dombrovskiy에서 실시한 2013년 9월, 2014년 9월 및 2015년 2월 비행시험에 대해 러시아의 공개적인 시험결과 발표는 없었지만, 국방관련 여러 보도 자료를 통해 볼 때 비행시험은 실패한 것으로 추정된다. Yu-71은 미국 MD 체계를 회피할 수 있는 기동성을 가지며, Yu-71용 SS-19 액체추진 부스터 2단

**Table 5. Flight test results of Yu-71/Yu-74/Avangard [41,42]**

Date	Flight test results
Dec. 27, 2011	First test of the Yu-71 glide vehicle of project 4202
Sep. 27, 2013	Yu-71 glide vehicle of project 4202 : reportedly unsuccessful
Sep. 2014	Suspected project 4202 test; probably unsuccessful
Feb. 26, 2015	project 4202 test: reportedly unsuccessful
Apr. 19, 2016	Reportedly successful
Oct. 25, 2016	Reportedly successful
Oct. 2017	Reportedly unsuccessful
Dec. 26, 2018	Reportedly successful

은 발사지점부터 1,400~1,700km 지점에 떨어진다고 하지만 비행 궤적은 공개된 바 없다. 소련/러시아의 HGV 개발은 2015년 6월 Jane’s Intelligence Review 에 공개되기 전에는 외부로 알려진 것이 거의 없었다[41].

2016년에 실시한 두 번의 비행시험은 Yu-74 HGV를 R-36M2(SS-18 Mod 5) ICBM에 탑재하여 Dombarovskiy 에서 발사 후 Kamchatka 탄착지에 정확히 도달함으로써 성공리에 수행되었다. 이는 러시아 HGV가 처음으로 성공한 비행시험이며, HGV를 부스터에서 분리하는 문제가 해결됨으로써 이룬 결과이다.

러시아 HGV의 마지막 비행시험은 2018년 12월에 Avangard(영어명 Vanguard) HGV를 UR-100NUTTkh (SS-19 Mod 3) ICBM에 탑재하여 Dombarovskiy로부터 최대 마하수 20 이상으로 6,000km 비행하여 Kamchatka에 도달함으로써 성공리에 수행했고, 2019년 12월말에 전략미사일 부대에 배치하였다.

Yu-71은 비핵무기로 극초음속 활공하는 비행체에 붙여진 러시아 HGV의 초기 이름이며, Yu-74는 핵무기 탑재용 HGV를 구분하기 위해 붙여진 이름이다. 그리고 Avangard는 러시아 HGV를 총칭하여 근래에 붙여진 이름이다. 따라서 Yu-71, Yu-74 및 Avangard 는 동일한 HGV이다[43-45].

Figure 18은 극초음속으로 대기권 내에서 비행하는 Avangard 가상도를 보여주며, 비행 시에는 플라즈마에 의해 둘러싸이게 되고 델타 형상의 비행체(delta-shape vehicle)이며, 길이는 5.4m이다. 러시아는 수십 분의 극초음속 비행 동안에 2,000°C 온도를 견딜 수 있는 내열성이 우수한 복합재료를 개발하여 Avangard



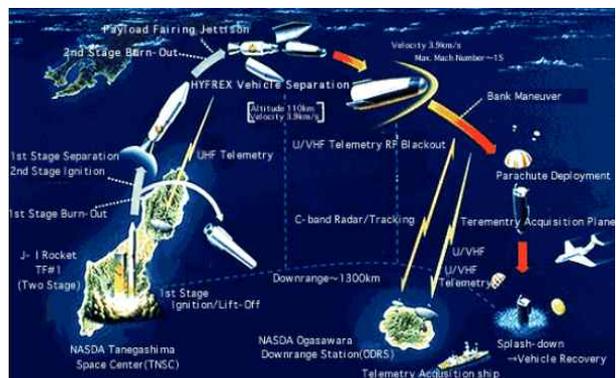
**Fig. 18. Yu-71/Yu-74/Avangard configuration [44]**

에 적용하였고, 플라즈마를 통한 통신, 안테나 배치, 자기 플라즈마(magnetic plasma) 형성 등과 관련된 기술에 대해서는 공개된 바 없다[7]. Avangard의 사거리는 6,000km 이상이고, 무게는 약 2톤이며, 고도 100km 정도에서 HGV는 부스터로부터 분리되어 대기를 통과하면서 활공 비행을 하며, 최대 마하수는 20~27에 도달하였다고 보도된 바 있다[46].

## 2.4 일본 및 인도의 HGV 연구개발 동향

### 2.4.1 일본 HYFLEX 및 HVGP 프로그램

HYFLEX(HYpersonic FLight EXperiment)는 극초음속 비행체의 설계, 제작 및 비행시험뿐만 아니라 대기권 재진입 기술 그리고 지상시험에서 얻기 어려운 비행시험의 다양한 데이터를 확보하기 위한 비행시험 프로젝트이다. HYFLEX 비행체는 Fig. 19에서 보듯이 2단 고체 로켓인 J-I에 의해 다네가시마 우주센터에서 1996년 2월에 발사되어 고도 110km에서 로켓으로부터 분리된 후 극초음속(최대 마하수 15)으로 비행하다가 대기권 재진입에 성공한 후 하강하는 동안에 낙하산에 매달린 채 발사장에서 1,300km 떨어진 치치지마 섬 부근 바다에 침수되었고 회수는 못하였다[47,48].



**Fig. 19. HYFLEX flight sequence [48]**

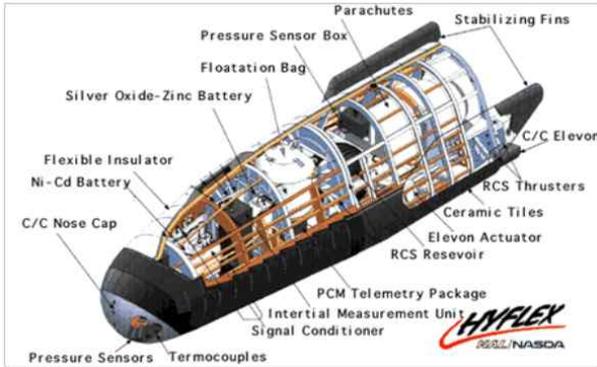


Fig. 20. HYFLEX configuration [48]

Figure 20에서 보듯이 HYFLEX 비행체는 열 보호를 위해 탄소/탄소 복합재, 세라믹 타일 및 실리카(SiO<sub>2</sub>)나 알루미늄(Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>) 함유로 된 유연한 단열재로 덮여져 있다. 비행체 길이는 4.40m, 폭은 1.36m, 무게는 1,073kg이며, 항법은 IMU(Inertia Measurement Unit)를, 자세제어는 RCS와 elevon 액추에이터를 사용하였다. 비행체에는 온도 센서(87개), 압력 센서(29개), 스트레인 센서(4개), 플라즈마 측정을 위한 Reflectometer 안테나(2개) 등이 장착되었고 비행시험 동안에 유용한 데이터를 획득하였다[48,49].

일본은 중국, 북한 등 인접국의 군사력 증대에 대응하기 위해 GPS 등으로 유도되는 사거리 500km 이내의 극초음속 활공탄 HVGP(Hyper-Velocity Gliding Projectile) 개발 계획을 발표했다. Fig. 21에서 보듯이 HVGP 개발은 두 단계로 진행된다. 1단계는 일본 남서부의 센카쿠, 난세이 등 섬 방어를 목표로 2026년 경에 개발 완료하며, 2단계는 항공모함의 두꺼운 갑판을 관통할 수 있도록 탄두를 발톱 모양으로 개량하고 비행 속도와 거리를 늘리면서 더 복잡한 궤도로 비행하는 대함용 극초음속 활공탄을 2028년 이후에 개발 완료할 예정이다[50].

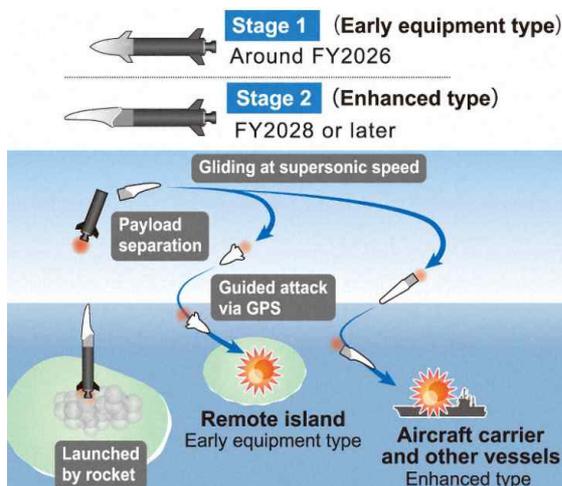


Fig. 21. Japan's HVGP program [50]

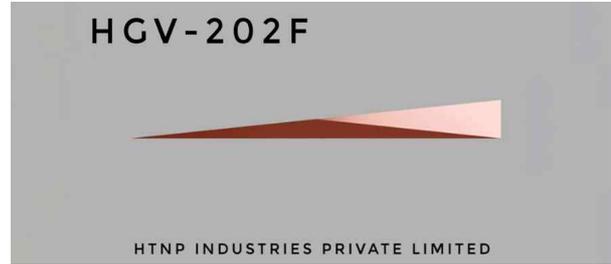


Fig. 22. India's HG V-202F image [51]

### 2.4.2 인도 HG V-202F

인도 DRDO(Defence Research and Development Organisation)는 개발 중인 스크램제트 비행시험 실증기 HSTDV(HyperSonic Technology Demonstrator Vehicle, 마하수 6, 고도 32.5km)에 대한 첫 번째 비행시험을 2019년 6월에 수행했다. 또한 DRDO와 러시아 NPOMash는 공동으로 BrahMos-I 초음속 순항 미사일의 후속 모델인 BrahMos-II 극초음속 순항 미사일(마하수 7, 스크램제트 엔진)을 개발 중에 있다. 이와 동시에 인도 최초의 극초음속 활공 비행체인 HG V-202F를 HTNP Industries가 DRDO 등과 함께 개발하려고 계획 중이며, 공개된 HG V-202F 가상도는 Fig. 22와 같다[51].

### 2.5 유럽의 HG V 연구개발 동향

#### 2.5.1 프랑스 V-max

프랑스는 램제트 추진 공중발사 미사일 ASMP 및 ASMP-A(마하수 3)를 개발하여 Rafale 등 전투기에 탑재했으며, 1990년대부터는 극초음속 추진기술 연구(WRR, PREPHA, JAPHAR 등)를 많이 수행했고, 이를 기반으로 ASMP-A 후속 모델인 ASN4G 극초음속 미사일(마하수 4~8, 스크램제트 엔진)을 개발하고 있다 [52]. 또한 V-max(Véhicule manoeuvrant expérimental) 프로젝트로 마하수 5 이상의 공중발사 극초음속 활공 비행체를 개발하여 2021년 말까지 첫 비행시험 예정이다. V-max 개발 주관업체는 ArianeGroup이며, 방위사업청(DGA)은 V-max를 통해 극초음속 활공 비행의 기술적 한계 및 비행체 개발에 필요한 핵심 기술 즉, 극초음속 비행 시 기동성능, 초고온에 견디는 내열 소재 등을 연구할 예정이다[53].

#### 2.5.2 독일 SHEFEX

SHEFEX(SHarp Edge Flight EXperiment)는 독일항공우주센터(DLR) 주도로 대기권 재진입 능력을 가진 우주캡슐, 극초음속 비행체, 우주 비행기의 소재(복합재), 능동/수동냉각, 비행제어, 항법 등을 검증하기 위해 포물선 궤적으로 비행하면서 대기권 내 하강 구간(100~20km)에서 팔각형의 날카로운 선단부(octagonal sharp leading edge)를 가진 비행체의 극초음속 특성을 연구하는 저비용 재진입 비행시험 프로젝트이다.



Fig. 23. SHEFEX II body and its components [56]

SHEFEX I은 2005년 10월에, SHEFEX II는 2012년 6월에 2단형 고체 부스터에 의해 발사되어 포물선 궤적으로 각각 고도 200km, 180km에 올라간 후 마하수 5.6(@80km)~6.2(@26km), 10.2(@101km)~9.3(@30km)으로 하강하면서 온도, 압력, 열유속 등 측정 데이터 및 영상을 획득했으며, SHEFEX III은 2021년에 발사할 예정이다[54,55].

Figure 23은 SHEFEX II 활공 비행체 및 일부 구성품 형상을 보여준다. 비행체 선단부의 열보호 판넬용으로 ASTRIUM 등에서 개발한 C/C-SiC(밀도 1,900 kg/m<sup>3</sup>)가 적용되었고, 선단부 판넬 체결용 볼트, 너트, 와셔 등도 CMC(Ceramic Matrix Composite)로 제작되었다. 비행시험 결과 선단부 구조물은 우수한 내열 특성을 보였다. 또한 능동 냉각을 위해 질소를 냉각재로 사용하는 다공성 C/C(기공율 12%, 밀도 1,400kg/m<sup>3</sup>)를 적용한 분출냉각(transpiration cooling)용 판넬(AKTiV)을 제작하여 선단부 측면에 장착하였고, 높은 냉각 효율을 확인하였다[55-57].

2.5.3 영국

영국 DSTL (Defence Science and Technology Laboratory)은 극초음속 활공 비행체의 특성 분석 및 개념 설계를 통해 Fig. 24의 "UK-Blended body"

<p><b>Conical body</b></p>  <ul style="list-style-type: none"> <li>• Peak Lift/ Drag ~ 2</li> <li>• Good controllability</li> </ul>	<p><b>Delta Winged body</b></p>  <ul style="list-style-type: none"> <li>• Peak Lift/ Drag ~ 3.5</li> <li>• Good controllability</li> </ul>
<p><b>Winged body</b></p>  <ul style="list-style-type: none"> <li>• Peak Lift/ Drag ~ 4</li> <li>• Challenging controllability</li> </ul>	<p><b>UK-Blended body</b></p>  <ul style="list-style-type: none"> <li>• Lift / Drag : 3.5 ~ 5.0</li> <li>• Good controllability</li> </ul>

Fig. 24. Comparison of HGV shapes and characteristics [58]

HGV 형상을 도출하였다. HGV는 Boeing-747로부터 공중 발사되어 2단 고체 로켓에 의해 고도 약 60km에서 마하수 5까지 가속된 후 분리되어 고도 40km에서 순항하며 약 600km 비행을 목표로 한다. 비행체는 3.6m 길이, 3.5~5.0의 높은 양항비를 갖으며, 소재는 C/C 등 내열성이 우수한 복합재를, 항법과 유도는 관성항법, SAR(Synthetic Aperture Radar)과 함께 GPS를 사용할 예정이다[58,59].

III. 결 론

미국 Falcon 프로그램이 착수된 2003년 이후부터 본격적으로 연구개발하고 있는 극초음속 활공 비행체(HGV)에 대한 특성, 비행시험 사례 및 연구개발 동향 분석을 통해 얻은 결론은 다음과 같다.

1) 미국은 높은 양항비를 가진 날개 형상의 HTV-2 HGV를 개발하여 비행시험을 2회 수행했지만 대기권 재진입 직후 예상보다 큰 Yaw와 Roll 발생으로 비행 제어가 불가능하여 모두 실패하였고, 이와 비슷한 시기에 개발된 원뿔 형상의 AHW HGV는 비탄도 활공 궤적에 따라 극초음속으로 3,700km 거리를 30분간 성공적으로 비행함으로써 극초음속 활공 비행 가능성을 확인하였다. 최근에는 TBG, C-HGB 등 HGV 자체 개발뿐만 아니라 부스터와 결합된 지상/함정(잠수함)/공중 발사 미사일인 LRHW, ARRW 등을 개발하고 있다.

2) 중국은 DF-ZF(WU-14) HGV를 개발하여 2014년부터 9번 이상 비행시험을 수행했으며 DF-ZF를 탑재한 DF-17 미사일을 군에서 운용하고 있다. 러시아는 구소련 시절부터 극초음속 활공 비행체 연구를 수행했지만 실패를 거듭했고 근래에 Avangard(Yu-71) HGV를 SS-19 ICBM에 탑재하여 6,000km 떨어진 탄착지에 도착함으로써 성공리에 비행시험을 마치고 미사일 부대에 배치하였다. 최근에 일본, 인도, 프랑스, 영국 등에서도 HGV 개발 계획을 발표한 바 있고 연구 개발을 진행하고 있다.

3) 극초음속 활공 비행체 개발 관련 핵심기술로는 대기권내에서 공기 마찰로 인해 야기되는 약 2,000°C 고온에 견디는 비행체 내열 설계와 소재(복합재료), 대기권 진입 직후의 비행 공력, 극초음속으로 활공하는 넓은 운용 영역에서 작동 가능하고 비행체를 둘러싸고 있는 플라즈마에 영향을 받지 않는 센서, 항법, 유도, 제어 시스템 등이 있으며, 향후에도 이러한 핵심기술을 더욱 더 발전시키기 위한 많은 연구가 진행될 것으로 예상된다.

후 기

본 논문은 2017년 충남대학교 해외파견 연구비 지원에 의한 결과입니다.

## References

- 1) Boost-Glide, <https://en.wikipedia.org/wiki/Boost-glide>
- 2) Acton, J. M., "Hypersonic Boost-Glide Weapons," *Science & Global Security*, Vol. 23, 2015, pp. 191~219.
- 3) DARPA Falcon Project, [https://en.wikipedia.org/wiki/DARPA\\_Falcon\\_Project](https://en.wikipedia.org/wiki/DARPA_Falcon_Project)
- 4) Byun, J. R. and Hwang, K. Y., "Hypersonic Air-Breathing Propulsion Technology and Flight Test Trends (I & II)," *Defense Science and Technology Plus*, ADD, Vol. 195 & 196, 2014.
- 5) Scramjet, <https://en.wikipedia.org/wiki/Scramjet>
- 6) Sayler, K. M., "Hypersonic Weapons: Background and Issues for Congress," *Congressional Research Service*, March 17, 2020, pp. 1~23.
- 7) Hruby, J., "Russia's New Nuclear Weapon Delivery Systems: An Open-Source Technical Review," *Nuclear Threat Initiative*, November 13, 2019, pp. 1~44.
- 8) Friedman, G., "Hypersonics and Modern War," *Indian Strategic Studies*, May 5, 2019.
- 9) Lewis, M. J., "Global Strike Hypersonic Weapons," *AIP Conference Proceedings*, Vol. 1898, No. 020005, April 21-22, 2017.
- 10) Acton, J. M., *Silver Bullet?: Asking the Right Questions about Conventional Prompt Global Strike*, Carnegie Endowment for International Peace, September 3, 2013.
- 11) Woolf, A. F., "Conventional Prompt Global Strike and Long-Range Ballistic Missiles: Background and Issues," *Congressional Research Service*, February 14, 2020, pp. 1~50.
- 12) Perry, J., "New DARPA Program Seeking Thermal Management Solutions for Hypersonic Vehicles," *CoolingZone*, December, 2018.
- 13) "Falcon," *Jane's Space Systems and Industry*, January 30, 2013.
- 14) Walker, S., Tang, M., Hamilton, B. A., Morris, S. and Mampalata, C., "Falcon HTV-3X - A Reusable Hypersonic Test Bed," *15<sup>th</sup> AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA 2008-2544, 2008.
- 15) Hypersonic Technology Vehicle 2, [https://en.wikipedia.org/wiki/Hypersonic\\_Technology\\_Vehicle\\_2](https://en.wikipedia.org/wiki/Hypersonic_Technology_Vehicle_2)
- 16) Davies, R., Highsmith, F., Gastion, C., Olson, J. and Helmericks, J., "Infrasonic Characterization of the Falcon Hypersonic Technology Vehicle (HTV-2) Test," *Advanced Technologies Enabling Long-Duration Hypersonic Flight for Prompt Global Reach*, August 5-14, 2011.
- 17) DARPA HTV-2, <http://www.fiddlersgreen.net/models/Aircraft/Darpa-HTV-2.html>
- 18) "Graphic: Super-Sized Speed - Data Desk," *Los Angeles Times*, August 12, 2012.
- 19) Huynh, T. and Kriz, J., *Environmental Assessment for Hypersonic Technology Vehicle 2 Flight Tests*, Report No. EAF-2009-01, April 28, 2009.
- 20) DARPA, [https://www.esd.whs.mil/Portals/54/Documents/FOID/Reading%20Room/DARPA/14-F-0122\\_DARPA\\_X-51\\_DOCUMENTS.pdf](https://www.esd.whs.mil/Portals/54/Documents/FOID/Reading%20Room/DARPA/14-F-0122_DARPA_X-51_DOCUMENTS.pdf)
- 21) Warwick, G., "Hypersonic X-Plane (HX) - DARPA Tries Again," *Aviation Week Network*, August 26, 2012.
- 22) Wang, B., "DARPA Continues Investments in Extreme Hypersonics," *Next Big Future*, July 7, 2012.
- 23) Shaffer, A., "Innovation & Science and Technology for Emerging Capabilities," *Precision Strike Annual Review (PSAR-15)*, March 17-18, 2015.
- 24) Advanced Hypersonic Weapon (AHW), United States of America, <https://www.army-technology.com/projects/advanced-hypersonic-weapon-ahw/>
- 25) Lliff, K. W. and Shafer, M. F., *A Comparison of Hypersonic Vehicle Flight and Prediction Results*, Report No. NASA-TM-104313, October, 1995.
- 26) *Advanced Hypersonic Weapon Program - Environmental Assessment*, U.S. Army Space and Missile Defense Command/Army Forces Strategic Command (USASMDC/ARSTRAT), June, 2011.
- 27) Wasserbly, D., "US Conducts First Test of Advanced Hypersonic Weapon," *Jane's Defence Weekly*, November 18, 2011.
- 28) Wasserbly, D., "Pentagon's Advanced Hypersonic Weapon Test Abandoned After Lift-Off," *Jane's Defence Weekly*, August 25, 2014.
- 29) Thurgood, L. N., "Moving Forward," *Space and Missile Defense Symposium*, August 7, 2019.
- 30) Malyasov, D., "U.S. Army Displays Model of New Hypersonic Weapon," *Defence Blog - Online Military Magazine*, February 28, 2020.
- 31) Judson, J., "Pentagon's Major Hypersonic Glide Body Flight Test Deemed Success," *DefenseNews*, March 20, 2020.
- 32) Tirpak, J. A., "Roper: The ARRW Hypersonic Missile Better Option for USAF," *Air Force Magazine*, March 2, 2020.
- 33) Mathew A., "Lockheed Martin Releases New Rendering of Its AGM-183A Air-launched Rapid Response Weapon (ARRW) Showing Hypersonic Glide Warhead," *Defpost*, February 29, 2020.
- 34) Hughes, R., "First Captive Carriage Flight

Test for AGM-183A ARRW," *Jane's Missiles & Rockets*, June 24, 2019.

35) "Skipping Ahead," *Missile Defense Advocacy Alliance (MDAA)*, April 5, 2018.

36) Chan, M., "China, Russia Ramping Up Tests of Hypersonic Gliders to Counter New U.S. Strategy: Analysts," *South China Morning Post*, April 28, 2016.

37) DF-17, <https://missilethreat.csis.org/missile/df-17/>

38) Lewis, J., "Crashing Glider, Hidden Hot-spring," *Arms Control Work*, September 4, 2014.

39) Singh, M., "Hypersonic Weapons: A New Threat or Just Another Technology Demonstrator?," *Indian Defence Review*, June 7, 2020.

40) DF-ZF, <https://en.wikipedia.org/wiki/DF-ZF>

41) Podvig, P., and Stukalin, A., "Russia Tests Hypersonic Glide Vehicle," *Jane's Intelligence Review*, June 4, 2015.

42) "Avangard System is Tested, Said to be Fully Ready for Deployment," *Russian Strategic Nuclear Forces*, December 26, 2018.

43) Avangard (Hypersonic Glide Vehicle), [https://en.wikipedia.org/wiki/Avangard\\_\(hypersonic\\_glide\\_vehicle\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Avangard_(hypersonic_glide_vehicle))

44) Avanguard/Vanguard, <https://www.globalsecurity.org/wmd/world/russia/avanguard.htm>

45) Objekt 4202/Yu-71/Yu-74, <https://www.globalsecurity.org/wmd/world/russia/objekt-4202.htm>

46) "Avangard," *Missile Threat*, September 27, 2019.

47) HYFLEX, <https://en.wikipedia.org/wiki/HYFLEX>

48) Hypersonic Flight Experiment, "HYFLEX," <https://global.jaxa.jp/projects/rockets/hyflex/index.html>

49) Sakurai, H., Kobayasi, M. and Yamazaki, L., Shirouzu, M. and Yamamoto, M., "Development of

the Hypersonic Flight Experimental Vehicle," *Acta Astronautica*, Vol. 40, No. 2-8, 1997, pp. 105~112.

50) Tanabe, Y., "Japan Mulls Anti-Aircraft Carrier Gliding Missiles for Remote Island Defense," *The Mainichi*, February 25, 2020.

51) HGV-202F(Hypersonic Glide Vehicle 202 Romanoff) - India's First Hypersonic Glide Vehicle, [https://www.researchgate.net/publication/339432989\\_HGV-202F\\_Hypersonic\\_Glide\\_Vehicle\\_202\\_Romanoff\\_India%27s\\_first\\_Hypersonic\\_Glide\\_Vehicle](https://www.researchgate.net/publication/339432989_HGV-202F_Hypersonic_Glide_Vehicle_202_Romanoff_India%27s_first_Hypersonic_Glide_Vehicle)

52) Air-Sol Moyenne Portée, [https://en.wikipedia.org/wiki/Air-Sol\\_Moyenne\\_Port%C3%A9e](https://en.wikipedia.org/wiki/Air-Sol_Moyenne_Port%C3%A9e)

53) Huberdeau, E., "ArianeGroup to Lead French Hypersonic Glider Project," *Air & Cosmos - International*, January 28, 2019.

54) Sharp Edge Flight Experiment, [https://en.wikipedia.org/wiki/Sharp\\_Edge\\_Flight\\_Experiment](https://en.wikipedia.org/wiki/Sharp_Edge_Flight_Experiment)

55) Boehrk, H., Weihs, H. and Elsässer, H., "Hot Structure Flight Data of a Faceted Atmospheric Reentry Thermal Protection System," *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2019, Article ID 9754739, 2019, pp. 1~16.

56) SHEFEX II 2nd Flight within DLR's Re-Entry Technology and Flight Test Program, <https://docplayer.net/19024749-Shefex-ii-2nd-flight-within-dlr-s-re-entry-technology-and-flight-test-program.html>

57) Hwang, K. Y. and Kim, Y. I., "Research Activities of Transpiration Cooling for High-Performance Flight Engines," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 10, 2011, pp. 966~978.

58) Hunter, D., "UK Hypersonic Glide Vehicle Concept and Performance Assessment," *Defence Science and Technology Laboratory*, November 27, 2019.

59) Robinson, T., "The UK's Need for Speed," *Royal Aeronautical Society (RAeS)*, March 3, 2020.