

## 特輯論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(8), 686-694(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.8.686

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

## 재사용 발사체 및 미래추진기관 기술발전 전망 및 방향

김춘택\*, 양인영, 이경제, 이양지

## Technology Development Prospects and Direction of Reusable Launch Vehicles and Future Propulsion Systems

Chun Taek Kim\*, Inyoung Yang, Kyungjae Lee and Yangji Lee

Engine System Research Team, Korea Aerospace Research Institute

## ABSTRACT

During the Cold War, all space developments were focused on the performance only. However economy becomes more important for space development after the Cold War. There is a growing interest in reusable launch vehicle to secure the economic feasibility. In this paper, technology development prospects and direction of reusable launch vehicles and future propulsion systems of various countries are presented.

## 초 록

과거 냉전시절의 우주개발은 성능이라는 목표에 초점이 맞추어져 있었다. 하지만 냉전 이후 경제성이 우주개발에 있어서 중요한 목표가 되었으며, 이러한 경제성을 확보하기 위한 중요한 수단으로 재사용 발사체에 대한 관심과 연구가 지속적으로 증가하고 있는 실정이다. 본 논문에서는 이와 같이 진행되고 있는 현재 세계 각국의 재사용 발사체 및 미래 추진기관에 대한 기술발전 전망과 방향에 대하여 소개하고자 한다.

**Key Words** : High Speed Propulsion(고속추진), Air-breathing Propulsion(공기흡입추진), Ramjet(램제트), Scramjet(스크램제트), Reusable Launch Vehicle(재사용 발사체)

## 1. 서 론

세계 각국은 과거 냉전시절 경쟁적으로 우주 개발에 뛰어들어 인간을 달에 보내는 등 눈부신 기술발전을 이루었으나, 소련의 붕괴와 챌린저호 폭발 등의 여파로 우주개발은 한동안 답보상태에 머무르고 있었다. 하지만 최근 중국에서 유인우주선 발사 등을 통하여 우주개발에 힘을 쏟고 있고, 여러 민간 기업들의 우주여행상품 개발 및

이를 위한 발사체 개발에 뛰어들고 있는 실정이다. 국내에서도 나로호의 발사성공에 힘입어 우주개발 중장기 계획을 수립하고 한국형 발사체 개발을 진행하고 있다.

과거 냉전시대에는 우주개발이 국력을 과시하는 수단으로 활용이 되었기에 개발된 물품의 성능이 가장 중요한 판단지표가 되었으나, 냉전 이후 각국의 관련 예산이 삭감되며 우주개발에도 경제성이 화두가 되기 시작하였다. 민간 우주로

† Received : April 21, 2016      Revised : June 20, 2016      Accepted : June 23, 2016

\* Corresponding author, E-mail : ctkim@kari.re.kr



Fig. 1. Road map for space development infrastructure expansion[1]

켓 회사인 스페이스 X사에서는 재사용이 가능한 그래스호퍼 로켓이나 팔콘 9를 개발 중에 있으며, 2014년 5월 팔콘 9 재사용 로켓이 약 1km 고도까지 수직상승 후 착륙하는 영상을 공개하기도 하였다. 또한, 리액션 엔진사에서는 스카이론 (Skylon)이라는 미래형 우주비행선 개발을 진행 중이다. 차세대 엔진인 세이버(SABRE)를 장착한 스카이론은 이륙 후 초음속으로 가속 후 지구저 궤도로 진입할 수 있는 능력을 갖추고 있다. 이러한 재사용 발사체들은 1회 발사에 약 1억 달러가 소요되는 기존 우주왕복선과 비교하여 낮은 발사비용을 장점으로 내세우고 있다. 스페이스 X사는 팔콘 엔진을 통하여 발사비용을 회당 5천만 달러까지 낮출 수 있을 것으로 예상하고 있으며, 리액션 엔진사에서는 세이버 엔진을 통하여 스페이스 X보다 낮은 금액인 1천만 달러까지 발사비용을 줄일 수 있을 것으로 예상하였다.

국내에서도 재사용 발사체에 대한 관심이 고조되고 있는 중이며 우주개발 중장기 계획 [1]에서도 우주 원천핵심기술 강화 및 미래 기반 기술 개발을 위한 세부추진계획으로 재사용이 가능하며 우주까지 비행이 가능한 우주비행기 기반 기술 연구를 선정하였다.

또한 한국항공우주연구원(이하 항우연)에서는 비전 2040을 발표하고 항공과 우주의 융합기술로 2040년까지 공기 흡입식 복합사이클 엔진인 RBCC(Rocket Based Combined Cycle) 또는 TBCC(Turbine Based Combined Cycle) 엔진을 장착하고 공장에서 이착륙이 가능한 재사용 발사체인 우주비행기를 개발하겠다는 목표를 제시하고 있다. 이를 바탕으로 항우연에서는 우주비행기 관련 연구를 수행하고 있으며, 특히 우주비행기의 핵심이 되는 엔진개발을 위하여 로켓기반 공기흡입 추진기관인 RBCC 엔진에 대한 연구가 진행 중이다.

본 논문에서는 위와 같이 진행되고 있는 현재 세계 각국의 재사용 발사체 및 미래추진기관에 대한 기술발전 전망과 방향에 대하여 소개하고자 한다.

## II. 본 론

### 2.1 국내 연구동향

현재 국내에서 수행되고 있는 재사용 발사체 관련 연구는 많지 않다. 체계개발 관련 연구는 논문 수준에서 가상의 체계에 대한 개발 가능성에 대한 연구가 진행되었으며[2, 3] 특히 RBCC 엔진이 장착된 재사용 발사체에 대하여 무게 분석, 성능분석을 수행하고, 활용 가능성에 대한 연구를 수행하였다.

재사용 발사체 외에는 재사용 발사체에 활용이 가능한 RBCC 엔진 및 TBCC 엔진에 대한 연구가 수행되었다. RBCC 엔진에 장착하는 로켓으로 인한 큰 후향 계단이 있는 이중 모드 램제트 엔진의 설계 연구가 진행되었으며[4], 이러한 설계에 대하여 실제 이젝터 로켓모드, 램제트 모드 및 스크램제트 모드 성능시험을 수행하는 연구도 진행되었다.

TBCC에 대한 연구는 학계에서 주로 진행되었으며, 실제 구현된 엔진이 아닌 가상의 엔진에 대한 성능 연구 및 TBCC 엔진의 천이모드를 고려한 성능특성 연구가 진행되었다[5, 6].

앞서 언급한 바와 같이 재사용 발사체에 대한 연구가 현재는 활발히 진행되고 있지 않으나, 이

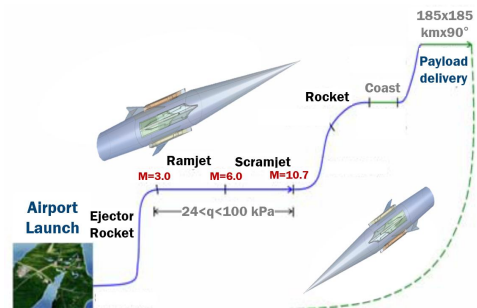


Fig. 2. RBCC engine operation mode[2]

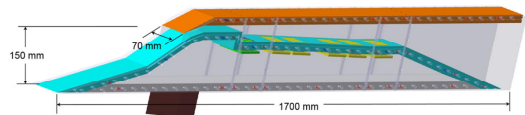


Fig. 3. Design results of RBCC engine[4]

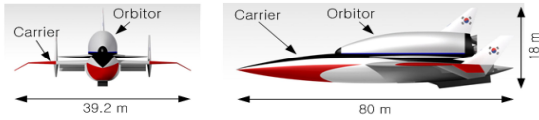


Fig. 4. Reusable launch vehicle with TBCC[5]

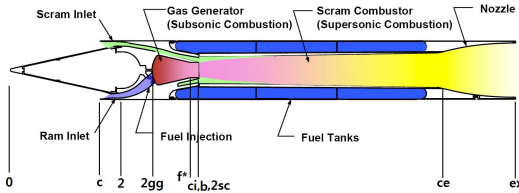


Fig. 5. Dual combustion ramjet[7]

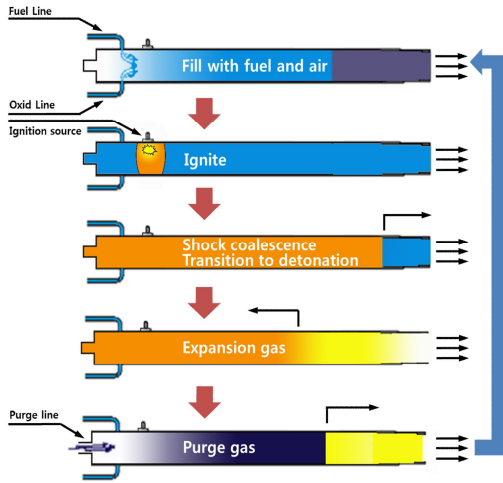


Fig. 6. PDE operation cycle[8]

러한 연구에 활용이 가능한 고속추진기관 관련 연구는 기초연구 분야에서 활발히 진행되고 있다. 고속추진기관에서 활용이 되는 초음속 연소기에 대한 연구는 단일분사/다중분사 연구 및 공동 또는 분사방식 등을 활용한 혼합특성 연구 등이 진행되었으며, 근래에 들어서는 보다 활용 범위가 넓은 이중연소 램제트 엔진 등에 대한 연구가 많이 수행되고 있다[7].

램제트 및 스크램제트와 같은 고속추진 외에도 PDE(Pulse Detonation Engine)에 대한 연구도 활발히 수행중이다[8].

PDE 엔진은 데토네이션 파에 수반하는 압축 효과를 활용하는 엔진으로 램제트 엔진보다 큰 압력비와 비추력이 가능하여 해외에서도 연구가 활발히 진행되고 있는 엔진이다. 데토네이션 파를 주기적으로 생성하여 추력을 생성하며, 정지 상태에서도 데토네이션 발생이 가능하여 지상에

서부터 추력발생이 가능한 극초음속 기관이다.

## 2.2 미국의 연구동향

1980년대에 들어 미국은 부분적인 재사용 발사체라 할 수 있는 스페이스 셔틀의 고비용 구조를 이기지 못하고 이 프로그램을 포기하기에 이르렀다. 이에 따라 한편으로는 재사용을 하지 않는 소모성 로켓을 이용한 위성 발사가 활발해졌으며 또 한편으로는 다른 형태의 재사용 발사체를 포함하여 발사 비용 절감이 가능한 발사체에 대한 연구가 6-70년대에 이어 다시 시작되었다.

### 2.2.1 로켓을 사용하는 부분 재사용 발사체

1990년대에 제안된 HL-20이나 X-33, X-34 등은 그러한 예로서 이들은 스페이스셔틀과 유사하게 별도의 소모성 발사체를 사용하여 발사되고 착륙할 때에는 lifting body 형식으로 착륙하는, 수직 발사/수평 착륙(VTHL)의 형식으로 설계되었다. 그러나 이들은 실제 비행 시험으로는 이어지지 못하였다. VTHL 형식의 재사용 발사체 개념은 이후 보잉 X-37에 이르러 성공을 이루었다. X-37은 무인 우주 비행체로서 2010년 발사에서 처음 우주 공간에 진입 성공하였으며 현재까지 3번의 미션을 수행하고 현재 4번째 미션 수행 중에 있다[9]. 상업용 우주 발사체로서 Sierra



(a) X-37[9]



(b) dream chaser[10]

Fig. 7. Reusable launch vehicle with rocket



(a) DC-X[12]



(b) Dragon V2[11]

Fig. 8. Reusable launch vehicle with VTVL

Nevada Corporations가 제안한 Dream Chaser도 이러한 설계 전통과 이어진 결과물이다[10].

수직 발사/수직 착륙(VTVL)의 형식인 McDonnell Douglas의 DC-X는 1/3 축소기가 제작되어 고도 3.1 km까지 상승하는 비행 시험을 수행하였으나 1996년에 프로그램이 취소되었다. 그러나 이러한 설계 개념은 최근까지 이어져, 스페이스 X사의 Dragon V2와 같이 추진력에 의한 수직 착륙이 가능한 비행체가 개발되었다[11].

2.2.2 공기흡입식 엔진 및 복합 추진 기관

공기흡입식 추진 시스템과, 이를 이용한 우주 발사체에 대한 미국의 관심은 1960년대 초부터 이미 시작되었다. 이 시기에 미국에서는 스크램제트 엔진의 주요 구성품(흡입구, 연소기 및 노즐)에 대한 시험이 수행되었다. 이후 1960년대의 HRE 프로젝트, 8~90년대의 NASP, 90~2000 년대의 Hyper-X 및 X-51 프로그램에까지 이어진, 50 년에 걸친 연구로 현재까지 알려진 바로는 유일하게 공기흡입식 극초음속 엔진의 비행 시험까지



(a) HSSW[13]



(b) SR-72[14]

Fig. 9. Reusable launch vehicle with TBCC

수행한 국가가 되었다.

X-51의 성공 이후 미국은 스크램제트 추진 기관을 가까운 미래에 실용화하기 위하여 노력하고 있다. 현재 알려진 것으로는 HSSW(high-speed strike weapon)라는 이름하에 X-51의 개발 결과를 직접적으로 활용하여 공중 발사되는 극초음속 순항 미사일 개발 프로젝트를 진행하고 있으며 2018-2020년에 비행 시험을 수행하고 2023년에 개발 완료할 계획이다[13]. 한편 TBCC 추진기관을 이용하며 마하 6으로 비행하는 무인 정찰기(가칭 SR-72)에 대한 타당성 연구도 시작된 것으로 알려져 있다[14].

또한 공기흡입 극초음속 추진기관을 기반으로 복합 사이클 추진기관을 사용하는 재사용 우주 발사체에 대한 연구를 꾸준히 수행해 왔으며, 이는 2000년대까지 이어져 GTX 프로젝트와 ISTAR 프로젝트에 이르렀다. 이들은 모두 RBCC 엔진을 사용하는 설계였다. 이 두 프로젝트는 비행 시험 단계에까지 이르지 못하는 못하였으나 이젝터 로켓모드, 모드 전환 등 기술적인 분야에서 많은 발전을 가져왔다. 이러한 기조는 현재까지 이어져

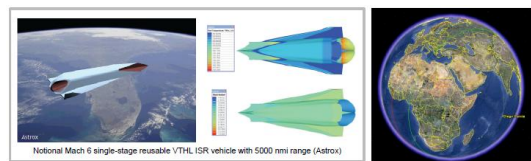


Fig. 10. Global ISR vehicle concept from AFRL[15]

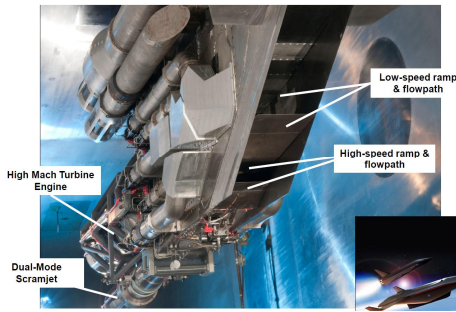


Fig. 11. TBCC test model at NASA GRC 10x10 SWT[16]

AFRL을 중심으로 한 RBCC[15], NASA를 중심으로 한 TBCC[16] 연구가 활발히 진행 중이다.

### 2.2.3 상업 발사체 시대의 도래

2000년대 후반에 이르러 상업 우주 발사를 지원하는 COTS(Commercial Orbital Transportation Service) 프로그램을 시작하여 궁극적으로 지구 저궤도로의 화물 수송이나 승무원 수송을 상업 회사가 담당할 수 있도록 기술 개발을 적극 유도하고 인증 등 관련 법규 개발에도 속도를 내고 있다[17]. 현재 개발 중인 재사용 가능한 유인 우주 비행체로는 앞서 기술한 Sierra Nevada Corp.사의 Dream Chaser, Space X사의 Dragon V2 등이 있다. Dream Chaser는 lifting body 형식으로 수평 착륙이 가능한 설계이며 Dragon V2는 추진력에 의한 수직 착륙이 가능한 설계이다.

### 2.2.4 1단 비행체 재사용 기술

재사용 발사체 기술의 태동기인 1960년대부터 이 분야의 궁극적인 목표는 완전히 재사용이 가능한 단단 궤도 진입(Single Stage To Orbit ; SSTO) 발사체를 사용하여 발사 비용을 획기적으로 낮추는 것이었다. 그러나 현재까지의 기술은 이를 이룰 수 있을 만큼 성숙하지는 못하였고, 스페이스 셔틀이나 X-37과 같이 상단을 재사용하는 방향으로 먼저 발전하였다.

또한 단단 발사체로서 각 단을 모두 재사용하는 것을 생각해볼 수 있는데, 이미 5~60년대에 개발된 B-52/X-15나 최근의 White Knight/Space Ship Two[18]의 경우가 있으나 이들은 준궤도 비행체로서 궤도 진입용 발사체로 발전하기 이전의 단계라고 할 수 있다.

하단을 재사용하고 상단은 소모성으로 하되 하단의 역할을 크게 하고 상단의 크기를 줄이고자 하는 연구 개발 추세도 있다. 예로서 2011년에 시작된 ALASA(airborne launch assist space



Fig. 12. Space Ship Two[18]



(a) ALASA[19]



(b) XS-1[20]

Fig. 13. Reusable 1st stage concept

access) 프로그램은 45 kg의 초소형 위성을 발사 1회 당 비용을 100만 달러 이내로 하는 것을 목적으로 한다. 이에 대해 보잉은 스크램제트 엔진을 사용하여 소형 위성의 발사 단가를 획기적으로 줄일 수 있는 SLV(small launch vehicle)를 제안하였다. 이 비행체는 3단으로 구성되어 1단은 마하 4.5까지, 2단은 마하 10까지 가속하는 공기 흡입 추진기관이며 3단은 고체 로켓이다. 이러한 개념은 이후 보잉의 F-15E에 발사체를 장착하여 발사하는 개념으로 전환된 것으로 판단된다[19].

또한 2013년에 시작된 XS-1 개발 프로그램의 예에서는 ALASA와는 조금 다르게 1,800 kg의 위성을 궤도에 진입시키는 것을 목적으로 하며 회당 발사 비용 5백만 달러 이내, 10일이라는 기간 동안 연속 10회 발사 가능이라는 조건을 만족

하여야 한다. 이를 달성하기 위하여 1단 비행체는 완전히 재사용 가능하면서도 준궤도에서 마하 10 이상의 속도를 낼 수 있어야 한다. 2단 비행체는 소모성 로켓을 사용하는 것도 가능하다. 현재 보잉 등 3개의 컨소시엄에 의해 개념 설계가 진행 중이다[20].

### 2.3 유럽의 연구동향

유럽은 20세기 중반부터 전통적인 가스터빈 엔진 및 항공기 개발 회사들과 국가 연구소를 중심으로 공기 흡입식 극초음속 엔진과 같은 재사용 위성발사체의 추진기관 연구를 진행하여 왔다. EU로 통합된 이후 각국의 협력 하에 LAPCAT 및 ATLLAS와 같은 대형 프로젝트를 공동으로 진행하고 있다.

#### 2.3.1 스카이론

스카이론(Skylon)은 영국 리액션 엔진사의 단단 궤도진입 발사체로 공기 흡입식 복합사이클 로켓추진 엔진인 SABRE(Synergistic Air-Breathing Rocket Engine)를 추진시스템으로 장착한다. 스카이론은 최대 200회의 재사용 비행, 고도 300km 까지 15톤의 화물을 배달할 수 있는 무인 재사용 우주왕복선 개발을 목적으로 하고 있다.

본 프로젝트에서 개발하고 있는 SABRE 엔진은 LACE(Liquid Air Cycle Engine) 엔진에서 파생된 엔진으로 1980년대 중단된 영국의 SSTO 프로젝트 HOTOL(Horizontal Take-Off and Landing)에서 제시된 설계를 기본으로 하였다.

마하 5, 고도 26 km 까지 흡입공기를 산화제로 사용하는데 고 마하수 영역에서 흡입구를 거쳐 상승된 유동의 온도는 예냉각기로 냉각한다. 마하 5부터 25까지는 흡입구를 닫고 액체 산소와 액체 수소로 구동되는 로켓 모드로 운용된다.



Fig. 14. Skylon[21]

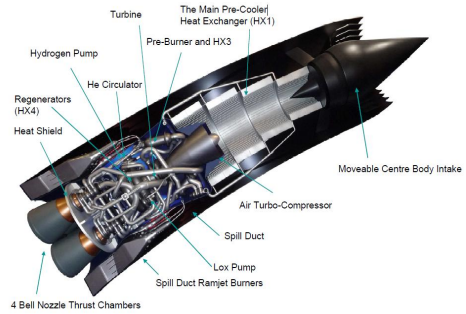


Fig. 15. SABRE engine[21]

스카이론은 2019년에 첫 시험비행을 계획하고 있으며 2022년에 국제 우주정거장에 도착하는 것을 목표로 하고 있다[22].

#### 2.3.2 LAPCAT

LAPCAT(Long-Term Advanced Propulsion Concepts and Technologies)은 유럽우주국 ESA의 극초음속 연구 프로젝트로 극초음속 순항 민간 수송기로 브뤼셀에서 시드니까지 수 시간 내 비행을 가능케 하는 것을 목표로 한다. 2005년부터 2008년 4월까지 1단계인 LAPCAT-I이 진행되었으며 2008년 10월부터 LAPCAT-II가 진행되고 있다. LAPCAT-I 단계에서는 극초음속 비행체에 적용할 수 있는 TBCC 엔진과 RBCC 엔진 기술에 대해 연구하였다.

LAPCAT-II는 1 단계에서 최종 선정된 순항 마하수 5와 8 비행체를 실현하기 위한 엔진 및 비행체 개발에 중점을 두고 있다.

마하 5 비행체는 영국 리액션 엔진사의 Scimitar 엔진을 대상으로 연구가 진행되고 있다. Scimitar 엔진은 리액션 엔진사의 SABRE 엔진에서 파생된 엔진이다. 마하 8 비행체에는 스크램제트 엔진을 기반으로 한 복합사이클 엔진이 장착될 예정으로 스크램제트 엔진이 구동할 때까지



Fig. 16. LAPCAT A2[23]

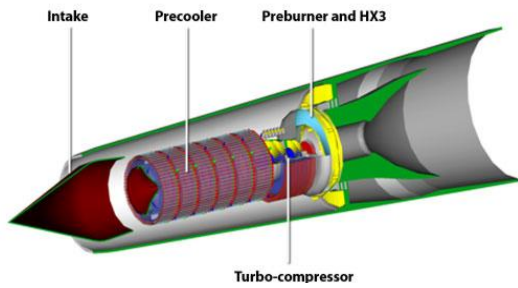


Fig. 17. Scimitar engine[21]

에어터보로켓으로 가속하는 개념을 구상하고 있다[24].

### 2.3.3 ATLLAS

ATLLAS(Aerodynamic & Thermal Load Interaction with Lightweight Advanced Materials for High Speed Flight)는 극초음속 비행체의 고속비행에 적합한 경량의 첨단 고온 복합 재질을 개발하기 위하여 공력 및 열하중의 상호작용을 연구하는 프로그램으로 LAPCAT과 병행하여 진행 중이다[25].

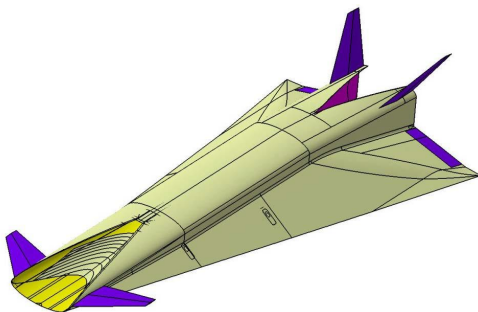


Fig. 18. MR2.4 concept for a Mach 8 vehicle[25]

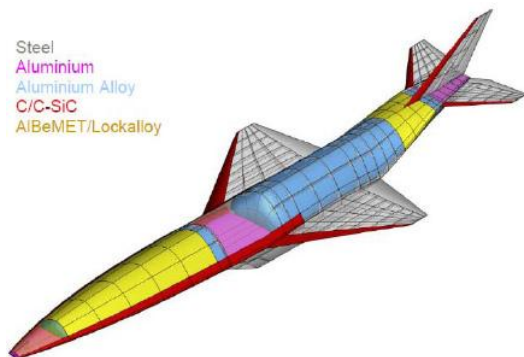


Fig. 19. System studies as a guideline for structures to be used in different sub-systems[26]

ATLLAS는 마하 3이상의 고속 수송 비행에 적합한 경량의 첨단 고온 복합 재질을 기체와 엔진에 적용하고 공력-열 하중 하에서의 상호작용 연구를 목표로 공력-열-재료 간의 상호작용 및 다양한 재료에 대한 성능시험이 수행되고 있다.

현재 세라믹 매트릭스 복합재와 열 저항성이 우수한 금속들에 대한 열 하중 및 산화 특성에 대한 평가 등 재질 연구와 냉각기법, 기체와 추진 요소들의 상호작용에 대한 연구 외에 웨이브 라이더 형상을 통한 고속비행 수송기의 양항비 증가, 체적 효율성 향상, 소닉붐 감소에 중점을 두고 있다[26].

### 2.4 일본의 연구동향

2005년 JAXA는 JAXA 비전을 발표하였다[27]. 이에 따르면 JAXA는 2025년까지 재사용 발사체 기술을 확립하여 유인 재사용 수송 시스템 개발의 기초를 마련하며, 국제 공동 협력으로 초음속 유인 수송기를 개발하고 극초음속 비행기 기술을 개발하는 것을 목표로 하고 있다. 이를 위하여 JAXA는 RBCC 엔진과 TBCC 엔진을 동시에 연구하고 있다.

RBCC 엔진은 이젝터 제트 모드, 램제트 모드, 스크램제트 모드, 로켓 모드, 진입 모드의 총 5개 모드로 구동되며 현재까지 2kN급 로켓 2개를 장착한 3m 길이 RBCC 엔진의 이젝터 모드 시험 및 램제트 모드 시험을 성공적으로 수행한 바 있다. 본 엔진은 SSTO용으로 설계되었으나 근래에는 TSTO 비행체로의 적용을 고려하고 있으며, 탄화수소 연료를 적용했을 때 TSTO 비행체의 성능을 검토한 바 있다.

TBCC 엔진인 극초음속 터보제트 엔진은 JAXA의 극초음속 유인 수송기 프로그램인 Sky Frontier에 속하여 운용되고 있다[28].



Fig. 20. Schematic of JAXA RBCC[28]

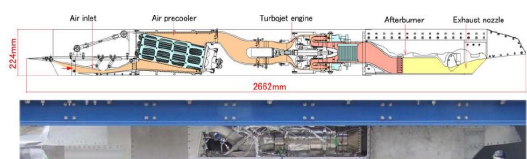


Fig. 21. Hypersonic turbojet engine[29]

### III. 결 론

세계 각국에서는 과거 성능만을 판단지표로 하였던 우주개발과는 달리 냉전이후 경제성을 중요한 판단지표로 하여 우주개발을 진행하고 있으며, 이러한 추세에 힘입어 재사용 발사체에 대한 연구가 지속적으로 수행되고 있는 상황이다.

국내에서도 2013년 발간된 제2차 우주개발 중장기 계획을 통하여 재사용이 가능하며 우주까지 비행이 가능한 우주비행기 기반기술을 미래 기반 기술로 선정하였다.

현재 국내에서는 모든 우주개발 역량이 발사체 및 달탐사에 집중되고 있는 실정이다. 이들 계획 이후에 지속적으로 우주강국으로 도약하기 위한 일환으로 재사용 발사체 및 미래 추진분야에 대하여 세계적인 연구동향 및 우주개발 중장기 계획을 고찰하고 우리의 상황에 맞는 중장기 로드맵을 수립하여 지속적으로 연구하는 것이 필수적이라고 판단된다. 아래에는 이상과 같은 연구를 통하여 도출한 중장기 로드맵 제안 사항을 기술하였다.

우리나라의 경우 현재 발사체용 로켓 기술에 대한 완전한 국산화를 추진하고 있으므로, 이를 기반으로 공기흡입형 추진기관인 램제트 및 스크램제트 엔진 기술을 융합한 복합추진기관을 사용하는 SSTO 혹은 TSTO를 개발한다면 재사용 발사체 및 미래추진기관 분야의 국제적 경쟁력을 확보할 수 있을 것으로 판단된다.

이를 위해서는 현재 로켓 부분에 비해 상대적으로 기술 확보가 더딘 공기흡입형 추진기관 부분에 대한 투자 확대가 필요하다. 다만 재사용 발사체는 실용화 단계까지 오랜 기간 많은 투자가 필요하므로 우선은 공기흡입형 추진기관 기술을 민간 부분과 군사 부분이 공유할 수 있는 기술로서 개발한다면 요소 기술을 조기에, 경제적으로 확보하는 데 도움이 될 것으로 판단된다. 이러한 예는 미국의 X-51 프로그램에서도 찾아볼 수 있다.

우선은 마하 5~6의 비행 속도를 갖는 공기흡입형 극초음속 추진기관 개발을 중기적인 목표로 설정하고 이에 필요한 요소 기술을 산학연이 협력하여 확보하는 것부터 시작하는 것이 타당하다고 판단된다. 우선 확보하여야 하는 요소 기술은 인 연료 기술, 재생 냉각 연소기 기술, 이중 연소 혹은 이중 모드 연소기 기술, 단분리 및 추력 전환 기술 등이다. 극초음속 비행을 위한 초기 가속은 로켓을 사용하는 것이 시스템의 단순화 측면에서는 유리할 것이다. 이에 더하여 시스템 효

율을 높이기 위한 펄스 데토네이션 엔진 적용도 병행하여 고려할 필요가 있다. 또한 재사용 발사체를 위해서는 복합추진기관 기술이 필요하므로 가변 흡입구, 가변 노즐, 흡입구 개방, 로켓 시스템과의 통합, 가스 터빈 엔진과의 통합 등 요소 기술도 병행하여 획득하여야 한다.

다음으로 재사용 발사체에 적용하기 위해서는 공기흡입형 극초음속 추진기관의 작동 범위를 최대한 고속 영역까지 확장할 필요가 있다. 공기흡입 추진기관의 작동 영역은 적어도 비행 속도 마하 10까지는 확장되어야 한다. 이를 위해서는 초고온 재료 기술 등 선결해야 할 과제가 많다. 또한 지구 재진입을 위한 기술도 적용되어야 한다. 따라서 이러한 시스템 개발은 장기적인 목표로 두고 추진하여야 한다.

TSTO 비행체를 목표로 할 경우 1단 비행체에는 TBCC 엔진을 적용하는 것도 고려할 수 있다. SSTO 비행체에는 RBCC 엔진을 사용하여야 한다. 앞서 기술한 것처럼 이러한 복합추진기관 기술은 공기흡입 극초음속 추진기관 기술과 병행하여 개발하는 것이 필요하다.

이상과 같은 재사용 발사체 및 미래추진기관 개발 로드맵을 바탕으로 국가적인 역량을 결집한다면 앞으로의 우주 개발 시대를 선도할 수 있는 경쟁력을 확보할 수 있을 것이다.

### References

- 1) Ministry of Science, ICT and Future Planning, "Mid- and Long-term National Space Development Plan," 2013, pp. 50~52
- 2) Lee, K. J., Yang, I. Y., Lee, Y. J., Kim, C. T. and Yang, S. S., "Performance Requirement Analysis and Weight Estimation of Reusable Launch Vehicle using Rocket based Air-breathing Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, No. 6, 2015, pp. 10~18.
- 3) Kang, S. H. and Lee, S. Y., "Weight Reduction of the Reusable Launch Vehicles Using RBCC Engines," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 3, 2013, pp. 56~66.
- 4) Yang, I. Y., Lee, Y. J. and Lee, K. J., "Design Study of a Dual-Mode Ramjet Engine with Large Backward-Facing Step," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, No. 6, 2015, pp. 33~41.



- 5) Kim, S. J. and Sung, H. G., "TBCC Engine Performance Design Technique of Reusable Launch Vehicle," *KSPE Fall Conference*, 2008, pp. 168~170.
- 6) Moon, G. H. and Sung, H. G., "Performance Characteristics of a TBCC Engine with Turbo-Ramjet Engine Transition Mode," *Journal of the Korea Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.44, No. 2, 2016, pp. 116~122.
- 7) Byun, J. R., Ahn, J. K., Yoon, H. G. and Lim, J. S., "Preliminary Performance Analysis of a Dual Combustion Ramjet Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 15, No. 5, 2011, pp. 72~81.
- 8) Kim, T. Y., Kim, J. H. and Choi, J. Y., "Theoretical Performance Prediction Program of Pulse Detonation Engines," *Journal of the Korea Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 7, 2014, pp. 552~560.
- 9) <http://www.scientificamerican.com/article/u-s-air-force-launches-x-37b-space-plane-on-fourth-mystery-mission/>
- 10) <http://www.space.com/19552-dream-chaser.html>
- 11) <http://www.spacex.com/news/2014/05/30/dragon-v2-spacexs-next-generation-manned-spacecraft>
- 12) [https://en.wikipedia.org/wiki/McDonnell\\_Douglas\\_DC-X](https://en.wikipedia.org/wiki/McDonnell_Douglas_DC-X)
- 13) <http://defensetech.org/2015/05/19/air-force-getting-closer-to-testing-hypersonic-weapon-engineers-say/>
- 14) <https://www.flightglobal.com/news/articles/nasa-launches-study-for-skunk-works-sr-72-concept-407222/>
- 15) Dahm, W. J. A., "Technology Horizons: Key Air Force Research Priorities During 2010-2030" closed seminar, 2010
- 16) Foster, L. E., Saunders, J. D., Sanders, B. W. and Weir, L. J., "Highlights from Mach 4 Experimental Demonstration of Inlet Module Transition for Turbine-based Combined Cycle Hypersonic Propulsion", NASA/TM-2012-217724
- 17) <http://www.nasa.gov/offices/c3po/about/c3po.html>
- 18) <http://www.virgingalactic.com/>
- 19) <http://www.darpa.mil/news-events/2015-02-05>
- 20) <http://spectrum.ieee.org/tech-talk/aerospace/space-flight/darpa-funds-stage-2-of-xs1-spaceplane-design-competition>
- 21) <http://www.reactionengines.co.uk/>
- 22) Longstaff, R., Bond, A., "The SKYLON Project," *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA 2011-2244.
- 23) Butterworth-Hayes, P., "Europe speeds up hypersonics research," *Aerospace America*, June 2008, pp. 24~28.
- 24) Deffort, S., Ferrier, M., Serre, L., Scherrer, D., Paridaens, C., Hendrick, P., Ingenito, A. and Bruno, C., "LAPCAT-II: conceptual design of a Mach 8 TBCC civil aircraft, enforced by full Navier-Stokes 3D nose-to-tail computation," *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA 2011-2317.
- 25) Steelant, J., Varvill, R., Defoort, S., Hannemann, K and Marini, M., "Achievements Obtained for Sustained Hypersonic Flight within the LAPCAT-II Project," *20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA 2015-3677
- 26) Bouchez, M., Dufour, E., Naour, B., Wilhelmi, C., Bubenheim, K., Kuhn, M., Mainzer, B., Riccius, J., Davoine, C., Justin, J, Axtmann, M., Wolfersdorf, J., Spring, S., Villace, V. and Steelant, J., "Combustor Materials Research Studies for High Speed Aircraft in the European Program ATLLAS-II," *20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA 2015-3639
- 27) JAXA Long Term Vision - JAXA 2025 -, [http://www.jaxa.jp/2025/index\\_e.html](http://www.jaxa.jp/2025/index_e.html)
- 28) Ueda, S., Tomioka, S., Saito, T., Tani, K. and Yoshida, M., "R&D Hydrocarbon-fueled RBCC Engines for a TSTO Launch Vehicle," *20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA 2015-3611.
- 29) <http://www.aero.jaxa.jp/eng/research/frontier/hst>