138 Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers
Vol. 22, No. 2, pp. 138-151, 2018

Technical Paper DOI: http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.2.138

재사용 우주발사체의 회수 기술 현황 및 분석

추교승[a] · 문호균[a] · 남승훈[a] · 차지형[b] · 고상호[a,*]

A Survey on Recovery Technology for Reusable Space Launch Vehicle

Kyoseung Choo[a] · Hokyun Mun[a] · Seunghoon Nam[a] · Jihyoung Cha[b] · Sangho Ko[a,*]
[a]*School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea*
[b]*Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea*
[*]*Corresponding author. E-mail: sanghoko@kau.ac.kr*

ABSTRACT

In this study, development information and technologies for reusable launch vehicles were surveyed. We investigated the reusable launch vehicles developed in various countries and analyzed their recovery technologies. In particular, we focus on the technologies of the Falcon 9 of SpaceX and the New Shepard of Blue Origin, which have succeeded in several flight experiments. Moreover, we explain the control algorithms for each flight condition. Finally, we discuss the reusable technologies that can be applied to the Korean Space Launch Vehicle to reduce the launch cost.

초 록

본 논문에서는 재사용 발사체와 발사체의 회수과정에서 사용된 기술에 대해 소개하고 분석한다. 이를 위하여 세계 각국의 재사용 발사체를 조사하였으며 발사체 회수 부분에 따라 기술을 분류하였다. 특히, 실제 비행에 성공한 Space X의 Falcon 9과 Blue Origin의 New Shepard의 회수과정을 중심으로 조사하였으며 비행 조건에 따라 적용된 기술들을 분석하여 특징들을 나열하였다. 이를 통하여 추후 한국형 발사체가 발사 비용을 절감하기 위해 사용할 수 있는 재사용 기술들에 대해 소개하고자 한다.

Key Words: Reusable Launch Vehicle(재사용 발사체), Recovery Technology(회수 기술), Recovery Operational Concept(회수 기술 운용 개념), Space Launcher(우주 발사체), Spacecraft(우주 비행체)

Received 15 February 2017 / 8 September 2017 / Accepted 13 September 2017
Copyright Ⓒ The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548
[이 논문은 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회(2016. 12. 21-23, 강원랜드 컨벤션호텔) 발표논문을 심사하여 수정 · 보완한 것임.]

1. 서 론

과거 냉전시대에 국력을 과시하기 위한 경쟁으로 우주개발에 많은 예산이 투입되었고 이를

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

바탕으로 경제성보다는 기술적 선점이 우선시되었다. 하지만 소련의 붕괴로 경쟁의 필요성이 없어지고 오일쇼크를 포함한 일련의 사건들로 인하여 각국의 우주 개발예산이 삭감되어 우주개발이 한동안 침체기를 맞았다. 이로 인해 경제성과 비용절감의 중요성이 부각되어 재사용발사체에 대한 연구가 세계 각국에서 이루어지고 있다[1].

현재 해외에서는 민간 우주개발업체인 Space X가 Falcon 9을 통해 다양한 로켓 임무를 수행한 뒤 1단 로켓 발사체를 재사용하고 있다[11-20]. Blue Origin사는 New Shepard에 재사용 기술을 처음으로 성공하여, 2018년에는 일반인을 대상으로 우주여행을 계획하고 있다. 그 외에도 Reaction Engine Limited(REL)의 Skylon은 차세대 엔진인 Synergistic Air-Breathing Rocket Engine(SABRE)를 장착하여 발사비용을 $10M까지 줄일 수 있을 것으로 예상하였다[24,25]. Airbus는 ADELINE을 개발하여 1단 로켓 발사체 전체를 재사용하는 것이 아닌 엔진부분만 회수할 수 있는 기술을 개발 중에 있다[26].

국내에서는 현재 한국형 발사체 (Korea Space Launch Vehicle 2, KSLV-2)의 개발에 모든 역량을 다하고 있어 재사용 기술은 고려하지 못하고 있다. 현재 기술로는 민간 우주 로켓보다 가격 경쟁력을 가지기 힘들 것이며, 앞으로는 발사비용을 절감하기 위해 재사용 기술을 사용해야한다고 판단된다. 이를 위해 한국항공우주연구원의 비전 2040에서는 복합 사이클 추진기관인 로켓 기반 통합 사이클(Rocket Based Combined Cycle, RBCC) 또는 터빈 기반 통합 사이클(Turbine Based Combined Cycle, TBCC) 엔진을 장착한 재사용 발사체를 개발하겠다는 목표를 제시하고 있다[1].

본 논문에서는 현재 세계 각국의 재사용 발사체에 대한 기술 발전 현황과 방향에 대한 소개 및 분석을 통하여 한국형 발사체가 사용할 수 있는 재사용 기술의 연구 방향에 대해서 기술하고자 한다.

2. 재사용 발사체 현황

2.1 우주왕복선

재사용이 가능한 최초의 궤도우주선인 우주왕복선(space shuttle)은 미국 항공우주국(National Aeronautics and Space Administration, NASA)에서 개발되었으며 1980년대 초반부터 사용되었지만 2011년 7월 21일에 높은 소모품의 비용과 당초 목표에 비해 낮은 발사횟수 등의 이유로 퇴역했다. 궤도선은 재사용, 단계적 연소가 가능한 우주왕복선 주 엔진(Space Shuttle Main Engine, SSME)을 사용하여 5-7명의 우주인과 22,700 kg의 하중을 지구저궤도(Low Earth Orbit, LEO)로 실어 나른다[2-4].

2.2 Delta Clipper Experimental (DC-X)

DC-X는 1991년부터 1993년까지 Mcdonnell Douglas사와 미국방부가 공동으로 진행했던 프로젝트로 Reusable Single-Stage-To-Orbit Laun-ch Vehicle 개발과정 중의 시험기이다. DC-X 프

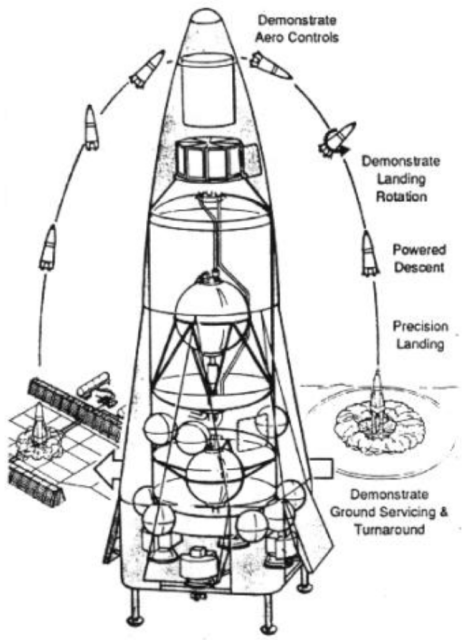

Fig. 1 Overview of DC-X[5].

로젝트의 개발자들이 일부 Blue Origin에 고용되었고 DC-X에서 영감을 받아서 New Shepard가 탄생하게 되었다[5,6].

2.3 Intermediate eXperimental Vehicle (IXV)

유럽우주국(European Space Agency, ESA)에서 €150M을 투자하여 개발한 IXV는 우주택시로 알려져 있다. IXV를 장착한 Vega 로켓은고도 130 km 지점에서 1단 분리된 후 200 km를 더 날아가 고도 140 km 지점에서 IXV를 분리시킨다. 그 후 IXV는 정해진 궤도를 따라 활공하다 낙하산을 이용해 회수한다[7-10].

2.4 New Shepard

New Shepard는 저비용의 우주여객 서비스 제공을 위해 민간우주개발업체 Blue Origin에서 개발한 부궤도(suborbital) 우주비행체이다. 2015년 11월에 New Shepard의 무인시험비행에서 로켓부스터와 승무원 캡슐을 성공적으로 회수하였으며 2018년부터 민간인을 대상으로 우주여행을 진행할 예정이다[11,12].

New Shepard는 1단 부스터에 Combustion tap-off 사이클인 BE-3 엔진을 한 개 장착하여 부궤도 비행을 한다. 추진제로 액체수소와 액체산소를 사용하며 최대추력은 110,000 lb이고, 수직착륙을 위한 재점화 시에는 20,000 lb까지 낮아진다[13].

2.5 Falcon 9

Falcon 9은 Space X에서 개발한 우주발사체로 현재 궤도 비행에 1단 부스터 재사용 기술을 성공한 유일한 로켓이다. 총 2단으로 이루어져 있으며 LEO 미션에는 22,800 kg, 정지천이궤도(Geosynchronous Transfer Orbit, GTO) 미션에는 8,300 kg, 화성까지는 4,020 kg의 페이로드(payload)를 실을 수 있다. 각각의 stage에 대한 상세제원을 Table 1, 2에 나타내었다[12-14]. 그 중 Merline 엔진은 개방형 액체로켓엔진으로 아폴로 프로젝터에 사용된 기술을 응용, 발전시켜 사용하고 있다[14-18].

현재 발사 단가가 가장 비싼 아틀라스 V의 경

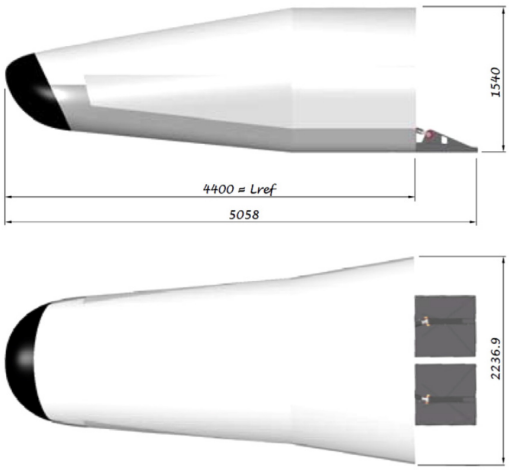

Fig. 2 IXV vehicle shape and dimensions[7].

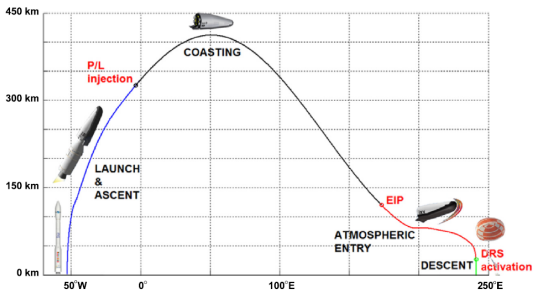

Fig. 3 IXV mission overview[7].

Fig. 4 The New shepard system[14].

우 LEO까지 페이로드의 kg당 $13,000 수준에 비해 Falcon 9은 약 $2,700 수준으로 매우 낮은 편이다. Space X는 Falcon 9의 재사용 기술로 인한 매출 총이익을 약 40% 증가시킬 수 있다고 한다[19].

Falcon 9의 착륙시도는 2016년 8월까지 총 11회 하였으며 그 중 6회를 성공하였다. 초기에는 착륙비행을 바다에 시도하여 비행 기술을 실험하였으며, 그 후 바지선과 지상에 착륙을 시도하였다. 이에 대한 자세한 미션은 Table 3에 정리하였다[20].

2.6 Interplanetary Transport System (ITS)

Space X가 2016년 9월 27일 개최된 국제우주대회(International Astronautical Congress, IAC)에서 발표한 100명 이상의 사람들을 태우고 약 115일간 비행해서 화성을 탐사하겠다는 우주탐사 시스템이다. 이 시스템은 '랩터'라는 액체메탄 엔진 42개로 추진하는 ITS Booster와 ITS Spaceship, ITS Tanker라는 3개의 우주선으로 이루어져 있다.

Booster는 1000번 이상의 비행을 목표로, Spaceship과 Tanker를 지구 밖으로 보내는데 목적이 있는 로켓이다. Spaceship을 분리 후 발사대로 귀환하여 연료 재보급 및 정비를 거치고 Tanker를 장착한 후 다시 사용된다. Spaceship은 12회 재사용 가능을 목표로 하며 태양전지 판을 갖추고 화성까지 날아가는 우주선이다. 화성에 착륙 후 18개월 간 화성에서 연료를 직접 채집한 후 다시 지구로 귀환한다. Tanker는 LEO에서의 급유선으로 5번 급유를 하고 귀환하는 비행을 100번 재사용할 수 있게 하는 것이 목표이다. 비행체는 2019년까지 완성할 계획이며, 실제 비

Table 1. Falcon 9 1st Stage Specification[17,18].

Length	41.2 m(without Interstage)
Diameter	3.66 m
Inert mass	~22,200 kg
Propellent mass	409,500 kg
Fuel	Rocket Propellant 1(RP-1)
Oxidizer	Liquid Oxygen (LOX)
LOX mass	286,400 kg
RP-1 mass	123,100 kg
Interstage length	6.75 m
propulsion	Octaweb 9 x Merlin 1D
Thrust	7,607 kN at sea level
Burn time	162 s
Specific impulse	282 s (M1D Standard)
Expansion ratio	16
Throttle capability	55~100% (Baseline)
Restart capability	Yes (Partial)
Ignition	TEA-TEB
Attitude Control	Gimbaled engine (pitch, roll, yaw)
	Cold Gas Nitrogen Reaction Control System
	4 Grid pins

Table 2. Falcon 9 2nd Stage Specification[17].

Length	14.3 m (separated length)
Diameter	3.66 m
Inert mass	4,000 kg
Propellent mass	107,500 kg
Fuel	Rocket Propellant 1 (RP-1)
Oxidizer	Liquid Oxygen (LOX)
LOX mass	75,200 kg
RP-1 mass	32,300 kg
propulsion	1 x Merlin 1D Vac
Thrust	934 kN
Burn time	397 s
Specific impulse	345 s
Expansion ratio	> 117
Throttle capability	Yes
Restart capability	Yes
Ignition	TEA-TEB, redundant

Table 3. Falcon 9 Recovery attempts for missions[20].

Version	Date	Attempt	Outcome
v1.1	15.01.10	Drone ship	X
	15.04.14		X
	16.01.17		X
v1.2	15.12.22	Ground	O
	16.03.04	Drone ship	X
	16.04.08		O
	15.05.06		O
	16.05.27		O
	16.06.15		X
	16.06.18	Ground	O
	16.08.14	Drone ship	O

행은 2022~24년에 시행될 예정이다[21].

2.7 New Glenn

New Glenn은 Blue Origin이 개발 중인 궤도 비행 우주발사체(orbital launch vehicle)로 2020년까지 시험비행을 목표로 한다. New Glenn은 기본 2단에 선택 가능한 3단으로 이루어져있으며, 2단 부스터까지는 높이 86 m, 3단을 포함하면 높이 약 100 m, 지름은 약 7 m가 될 예정이다. 1단 부스터에는 7개의 다단 연소 사이클(staged-combustion cycle) 엔진인 BE-4 엔진을 사용하여 865 kN의 추력을 낼 수 있다. 2단에는 BE-4U 엔진, 3단은 진공 BE-3 엔진 한 개가 사용된다[22].

2.8 RLV-TD

Reusable Launch Vehicle-Technology Demons-tration(RTV-TD)는 인도우주연구기구(Indian Sp-ace Research Organization, ISRO)에서 미래 재사용 발사체 제작에 필요한 비행데이터를 얻기 위해 개발한 시험 발사체이다. 2016년 5월 이뤄진 시험발사에서 RLV-TD는 높이 17 m의 고체연료 부스터 위에 장착되어 발사되었고 고도 65 km까지 상승하였다가 지상의 지정된 곳으로 귀환하는데 성공하였다. ISRO의 최종 목표는 Two-Stage-To-Orbit(TSTO)의 재사용 비행체를 운용하는 것이다[23].

2.9 Skylon

Skylon은 영국의 REL이 개발 중인 Single Stage To Orbit(SSTO) 우주비행체이다. Skylon에는 200번 이상 재사용 가능한 RBCC 방식의 SABRE가 사용된다. Skylon에는 단 분리단계가 없기 때문에 획기적인 비용절감이 가능하다[24,25].

2.10 ADELINE

AdvanceD Expendable Launcher with Innovative eNgine Economy(ADELINE)은 Airbus Defense and Space에서 2010년부터 개발해온 재사용 가능 발사 모듈이다. 발사체 전체가 아닌 부스터의 엔진 회수에만 그 목적이 있다. 따라서 2단 분리 이후 연료탱크는 바다에 착륙하게 되고 메인엔진을 포함한 비행 모듈은 자체 비행을 통해 지상으로 귀환한다. ADELINE 기술이 개발되면 발사체의 크기에 상관없이 이식이 가능하다. Airbus는 2025년 시험비행계획을 가지고 있다[26].

Fig. 5 RLV-TD[23].

Fig. 6 Skylon C1[24].

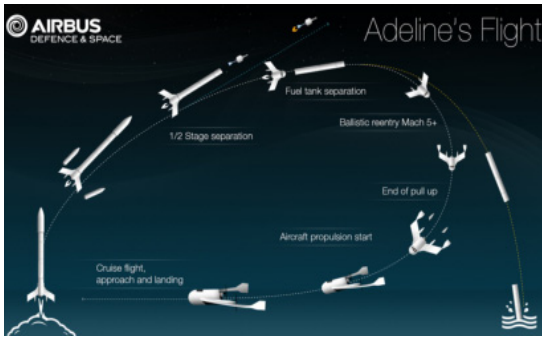

Fig. 7 Overview of ADELINE[26].

3. 재사용 발사체의 회수 기술

발사체 회수 기술은 매우 다양하나 본 논문에서는 발사체 회수 부분에 따라 궤도선 회수, 부스터 재사용 회수, 그리고 복합사이클 추진기관 기술로 분류하여 정리하였다.

3.1 궤도선 회수 기술

궤도선 회수 기술은 가장 오래 연구되어 왔다. 우주에서 이미 연료의 대부분을 소모한 궤도선은 추력의 사용을 최소화하기 때문에 지구로 복귀하는 과정에서 항력을 최대로 사용하고 자세제어나 착륙 직전에 추력을 이용한다. 대표적인 예로 우주왕복선과 IXV가 있다. 우주왕복선의 경우에는 항력을 최대로 이용하기 위해 40도의 자세로 대기권에 진입하고, 이후 활공하여 수평착륙한다. 추가적으로 우주왕복선은 부스터는 낙하산을 이용하여 재사용한다[2-4]. 그리고 IXV는 4개의 반동제어장치(Reaction Control System, RCS)와 2개의 aerodynamic body flaps이라는 보조 날개를 이용하여 자세제어를 한다[7-10].

3.2 부스터 재사용 회수 기술

부스터 재사용 회수 기술은 비행에 성공한 Space X의 Falcon 9과 Blue Origin의 New Shepard의 기술을 중점적으로 분석하였다.

3.2.1 회수 운용 개념

Falcon 9은 단 분리 후 3번의 연소추진을 더하면서 추가적으로 RCS, 4개의 Grid Fin 그리고 Landing Gear를 사용하면서 착륙한다. 또한, 연소 중에는 짐벌(gimbal)을 이용한 추력편향(thrust vector)을 사용하며, 역추진시 초음속으로 인한 효과가 나타나기 때문에 이러한 효과를 고려해야할 필요가 있다. 자세한 개요를 Fig. 8, 9, 11에 정리하였다.

New Shepard는 대기권 재진입 시에 전개되는 Drag Brake와 Wedge Fin을 사용하여 감속하고 비행안정성을 얻는다. 부스터 상단의 고리모양 구조물인 Ring Fin은 공기의 흐름을 바꾸고 압력중심의 위치를 변화시켜 제어성능을 향상시킨다. AFT Fin은 상승할 때에 축을 중심으로 한 회전운동을 통해 안정성을 향상시키고 하강 시에는 착륙지로 돌아가기 위해 조종한다[11]. 그 후, 착륙 막바지에 재점화와 landing gear를 통해 착륙시키다. New Shepard의 조종면과 자세한 개요를 Fig. 10, 12, 13에 정리하였다.

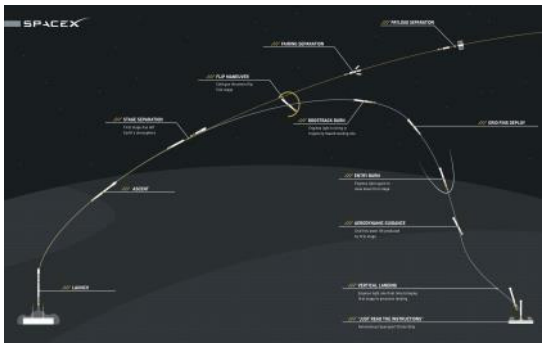

Fig. 8 Falcon 9 recovery flight schematic[27].

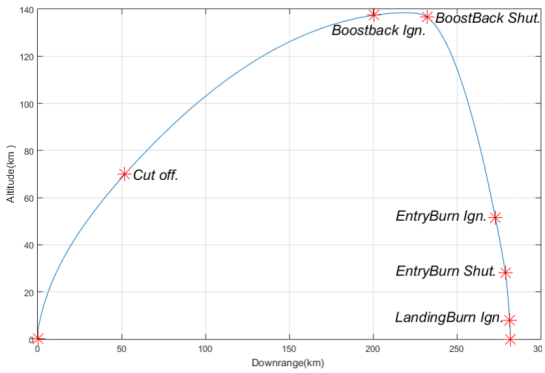

Fig. 9 CRS-8 mission profile[28].

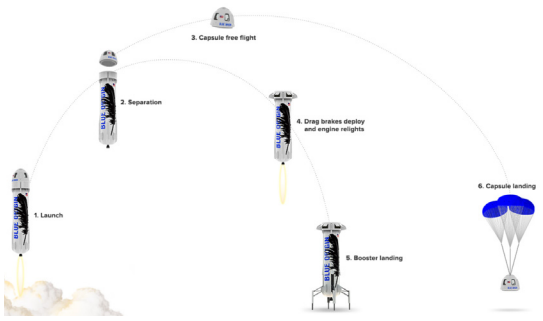

Fig. 10 Overview of New Shepard[13].

Separation (T+158)	About 80 km in altitude • Separating at a speed of Mach 10 • The first stage heads on to an Apogee altitude
↓	
Boost-back Burn (T+262~298)	About 140 km in altitude • Decreasing the speed and turning the rocket into a landing track
↓	
Grid pin Deploy (T+298~414)	About 80 km in altitude • Unfold Grid fin before entering the atmosphere
↓	
Entry burn (T+414~441)	About 30 km-70 km in altitude • Reduced speed from about 1,300 m/s to 250 m/s using 3 Merlin engines
↓	
Aerodynamic guidance (T+441~485)	About 10 km-30 km in altitude • Roll, Pitch, Yaw control using 4 Grid fin
↓	
Landing Burn (T+485~)	About 10 km in altitude - Landing • Landing using 1 Merlin engine • Using 4 Landing Legs
↓	
Landing	

Fig. 11 Falcon 9 recovery flight concept[17,28].

Fig. 12 Control surface of New Shepard[13].

Separation T+167	About 4.8 km in altitude • Escape capsule using 70,000 lb thrust solid rocket engine
↓	
Apogee T+237	About 100 km in altitude • Engine stop after disconnection • Peak reached by inertia
↓	
Fins Deploy	About 10 km-15 km in altitude
T+326	• Unfold Wedge fin • Improve flight stability
T+335	• Unfold Drag brak • Rapid decrease in speed
↓	
Booster Restart T+355	About 0.15 km in altitude • Engine re-ignition for deceleration • Unfold Landing gear
↓	
Landing	

Fig. 13 New Shepard recovery flight concept[29].

3.2.2 그리드 핀 (Grid Fin)

Grid Fin은 격자를 의미하는 단어 grid와 미사일 등의 날개를 의미하는 fin의 합성어로 격자무늬의 내부 구조를 갖는 날개를 뜻한다. Falcon 9에서 Grid Fin은 부스터의 상단부에 장착되어 초기에는 접혀진 상태로 발사된다.

Grid Fin은 1970년대 소련의 미사일과 로켓에 처음 사용되어 공기 브레이크(air break)의 기능과 비행안정성 향상에 그 목적이 있었다[46,47]. 이후, 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)을 이용한 연구가 활발히 진행되고 많은 풍동실험들이 수행된 끝에 Grid Fin의 유동 구간별 특성에 대한 자료들이 풍부하게 얻어지게 되어 정밀한 자세제어가 가능해졌다. 특히, 아음속과 초음속구간에서 가장 효율적으로 작동하는 Grid Fin은 긴 평판 핀보다 높은 속도로 인해 생기는 큰 힌지 모멘트와 공력가열을 줄일 수 있으며 압력중심의 변화폭 또한 비교적 적다. 또한, 접혀진 상태에서 발사될 수 있기 때

Table 4. Grid fin flow regimes[33-35].

Flow form		Lower bound	Upper bound	Characteristics
Subsonic		0	M_{cr1}	• No flow with complicated characteristics occurs • Same as flat plate pin analysis
Tran sonic	Chocked flow	M_{cr1}	1	• Internal flow can be modeled as Converting Nozzle • Chocking occurs and the drag increases greatly • Hinge moment greatly increased • Control efficiency lower than plate wing
	Bow shock	1	M_{cr2}	• High drag due to shock wave • Hinge moment gratly increased • Control efficiency lower than plate wing
Super sonic	Reflecting wave pattern	M_{cr2}	M_{cr3}	• Shockwave attaches to the front end, and reflection shock wave occurs • Reduced lift due to compressed air and expanded air
	Non-reflecting wave pattern	M_{cr3}	∞	• Non-reflective shock wave generation due to small attachment angle • The most appropriate form

문에 보관성과 발사 편의성이 개선된다.

유동 특성이 달라지는 구간에서의 마하수를 임계마하수라 부르며, 그 값은 Grid Fin의 기하학적 형상과 관련이 있다[30]. 유동 구간에 대한 임계마하수 M_{cr1}, M_{cr2}, M_{cr3}와 그에 따른 특징을 Fig. 15와 Table 4에 나타내었다.

3.2.3 초음속 역추진

초음속 역추진(Supersonic Retro Propulsion, SRP)은 역추진시 엔진 노즐 앞에서 생기는 선단 충격파(bow shock)의 영향으로 항력과 압력 등 상태량들의 급격한 변화가 일어난다. 따라서, 일반적인 추진 상황과 달라지므로 이를 고려하는 연구가 진행되었으며 전체 항력은 추력을 포함한 수식으로 Eq. 1과 같이 나타낼 수 있다.

$$C_{D,Total} = C_{D,Aero} + C_T \quad (1)$$

$C_T(= T/q_\infty S_{ref})$는 엔진 추력과 궤도 상태에 의존하는 추력 계수이다. $C_{D,Aero}$는 공기역학적 항력을 의미하며 발사체 형상, 제트형상, C_T의 크기에 달려있다[36]. 1950년대부터 다양한 풍동 실험이 수행되었으며 현재는 전산유체역학(CFD)을 이용하여 관련 연구들을 수행하고 있다[37-39].

Fig. 14 Grid Fin of Falcon 9[31].

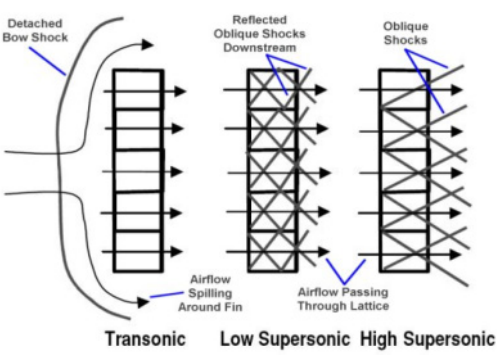

Fig. 15 Flow patterns in different flight conditions[32].

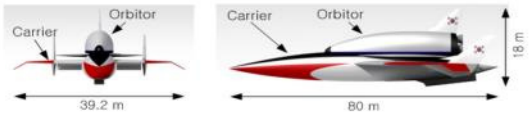

Fig. 16 Configuration of Reusable Launch Vehicle[41].

3.3 복합사이클 추진기관 사용 회수 기술

복합사이클 추진기관은 서로 다른 엔진을 결합한 하이브리드 엔진이다. TBCC 엔진의 경우 대기권에서만 운용이 가능하여 독자적으로 우주비행을 할 수 없기에 Fig. 16과 같이 궤도선을 우주로 보내기 위한 수송선(carrier)으로 이용할 수 있으며 대기권과 우주의 경계부근까지 궤도선을 수송하여 우주발사체가 대기권 통과할 때까지 사용하는 연료를 절약할 수 있으며 수송선 역시 대기권 내에서만 운용하므로 따로 산화제 탱크를 장착할 필요가 없어 우주발사체 운용비용이 절감될 수 있다[40].

RBCC는 초기에는 터보제트 모드로 운용하다가 이후 속도가 증가함에 따라 램제트, 스크램제트로 운용모드가 바뀐다. 그 후, 대기권 밖에서는 로켓 모드를 사용하며 대기권 진입 시 진입모드로 운용된다. 따라서, RBCC 엔진은 대기권 내부에서 제트 모드로 운용되어 대기권에 있는 공기를 사용하므로 기존의 로켓엔진과 비교하여 산화제 탱크 용량이 적어질 수 있다는 장점이 있다. 산화제 탱크 용량이 감소한 만큼 연료를 저장할 수 있으므로 같은 무게로도 기존보다 더 다양한 임무수행을 할 수 있다[49]. RBCC의 대표적인 예로 Skylon의 SABRE가 있다. Skylon은 고도 26 km, 마하 5.5의 속도까지는 제트엔진을 사용하다가 이후에는 공기흡입구를 닫고 로켓엔진을 사용한다[24,25].

4. 재사용 발사체 기술 분석

재사용 발사체 기술을 재사용 부분에 따라 궤도선 재사용, 부스터 재사용 그리고 복합사이클 추진기관 사용기술로 분류하여 정리하였다.

4.1 궤도선 재사용 기술

궤도선 재사용 기술은 전통적인 방법이며, 다른 기술에 비해 이미 연구가 많이 진행되어 있어 개발이 비교적 쉬울 것으로 판단된다. 하지만 궤도선 재사용 기술은 우주왕복선의 예와 같이 전체 로켓의 무게증가를 피할 수 없으며 그로 인해 추가적인 추력이 필요하다. 이는 오히려 경제성에 악영향을 미칠 수 있다. 하지만, 궤도선 재사용 기술은 현재 사용 중인 캡슐형 우주선에 비해 유인비행에서 강점이 두드러지기 때문에 유인비행체로 연구가 계속 진행될 것으로 예상된다. 최근에는 드림체이서(dream chaser)가 우주왕복선 이후 최초의 유인 궤도선으로 개발 중이며 가까운 시일 내에 궤도 비행 테스트를 진행할 예정이다[44].

4.2 부스터 재사용 기술

부스터를 재사용하는 기술은 단 분리 후 Fin, RCS, 추력 편향을 이용해서 부스터의 자세와 속도를 제어하여 착륙시킨 후 정비하여 재사용한다. 이 기술은 Space X의 Falcon 9 이외에는 선행된 연구가 적어 난이도가 있지만 새로운 발사체의 개발의 필요없이 기존에 개발된 발사체를 활용할 수 있다는 점에서 경제적이다. 현재에는 1단 부스터만 회수하여 재사용하고 있으나 2단 부스터도 회수하여 재사용하는 연구를 진행하고 있다[45]. 1단 부스터보다 멀리 비행하여 1단 부스터 재활용에 비해 경제성이 높지는 않지만 2단 부스터 역시 재활용하면 비용을 절감하는 효과를 얻을 것으로 기대한다. 또한, 부스터 재회수 과정에서 사용하는 Grid Fin 기술은 미사일에서 공력 조종면을 이용한 비행 방향 제어 용도로 이미 연구되었던 기술로 재회수를 위해 연구를 수행하면서 미사일 분야에도 동반으로 기술발전 및 활용가능하다는 장점이 있다[46,47].

4.3. 복합사이클 엔진 발사체 재사용 기술

RBCC 엔진과 TBCC 엔진과 같이 복합사이클 추진기관을 사용하면 단 분리가 없을뿐더러 우주왕복선과 같이 추가적인 부스터가 없어도 되어 가장 경제적인 재사용 우주발사체를 구현할

수 있다. 특히, TBCC 엔진은 대기권에서 활용되는 엔진으로 산화제를 외부에서 공급받을 수 있어 운용비가 절감되며 우주선을 수송하는 역할로 활용하여 대기권을 통과하는 동안 소모되는 연료를 절약할 수 있다[48,49]. RBCC 엔진 역시 대기권에서는 제트엔진으로 우주에서는 로켓엔진으로 활용이 가능하여 대기권을 통과하는 과정에서는 산화제를 외부에서 공급받을 수 있어서 기존 엔진과 비교하여 더 많은 연료를 실을 수 있다. 이에 따라 운용비 절감과 기존보다 다양한 임무 수행이 가능하다[40,49]. 하지만, 연구개발이 아직 초기단계이기 때문에 우주왕복선과 Falcon 9의 성공으로 완성단계에 접어든 궤도선 재사용 기술과 부스터 재사용 기술과는 달리 실용화까지 추가적인 연구와 시간이 필요하다.

4.4 재사용 발사체 기술 발전 방향

현재 기술력으로는 지구를 벗어나기 위해 높은 추력이 필요하므로 자체적으로 높은 추력이 가능한 부스터 재사용 기술의 연구가 진행 될 것으로 예상된다. 특히, Falcon 9과 New Shepard의 성공적인 비행으로 데이터를 축적했고 재사용 기술 또한 검증되었으며 새로운 발사체의 개발이 필요 없이 기존에 개발된 발사체에 쉽게 적용이 가능하여 부스터 재사용 기술의 연구가 우선적으로 진행될 것으로 판단된다. 이후 미래에는 점차 우주개발과 함께 우주관광의 수요가 증가하여 보다 많은 승객이 탑승 가능한 형태로 발사체의 개발이 필요하게 되어 현재의 로켓 형태보다는 항공기의 형태로 발사체의 개발이 진행될 것이다[50]. 발사체의 형태의 변화와 함께 항공기 엔진과 로켓엔진의 특성을 가진 복합사이클 추진기관의 수요가 증가하면서 복합사이클 추진기관의 발사체 재사용에 대한 연구도 활발히 진행될 것으로 예상된다. 복합사이클 추진기관 중 RBCC 엔진은 로켓엔진의 특성을 포함하고 있어 SSTO 우주 발사체를 개발하는 방향으로 나아갈 것이며 TBCC 엔진은 대기가 필요하여 우주선의 부스터 기능으로 사용되어 대기권과 우주의 경계 부근에서 우주선을 분리시킨 후 비행하여 복귀, 그리고 다시 발사하는 우주선의 수송용으로 재사용하는 방향으로 개발될 것이다[48].

5. 결 론

본 논문에서는 재사용 우주발사체 회수 기술에 대하여 조사하였으며 비행에 성공한 New Shepard와 Falcon 9을 중심으로 발사체 형태에 따라 발사체에 적용되는 방법들과 함께 특징을 분석하였다.

현재에는 우주궤도선과 부스터 회수 기술을 이용한 우주발사체 재사용 기술이 완성단계에 접어들었으나 기존에 개발되어있는 발사체에 적용이 쉬운 부스터 회수 기술 중심으로 개발될 것으로 예상되나 점차 우주관광 등의 수요가 증가하면서 탑승인원을 우선으로 발사체의 형태가 개발되어 복합사이클 추진기관을 활용한 발사체 위주로 개발될 것으로 예상된다.

현재 국내에서의 재사용 발사체 회수기술 연구 중 부스터 재사용 기술은 한국형 발사체의 발사에만 모든 역량을 집중하고 있어 고려하지 못하고 있다. 그러나 궤도선 재사용 기술을 적용하여 한국형 궤도선의 선행연구가 진행 중이며 RBCC 엔진이 장착된 재사용 발사체에 대하여 중량 및 요구추력의 분석과 개념설계가 진행 중이다[41-43]. Space X와 Blue Origin과 같이 발사체 시장이 국가 주도에서 민간 주도로 바뀌어 가고 있어 가격 경쟁력이 중요해지므로 한국형 발사체도 가격 경쟁력을 갖추기 위해 Grid Fin, Landing Gear, 초음속 역추진과 같은 부스터 재사용 기술을 적용하여 부스터 재사용 기술의 개발이 필요하다[51]. Falcon 9의 경우 부스터 재사용 기술로 3~50%의 발사비용을 절감하였으며, 한국형 발사체 또한 재사용 기술이 적용된다면 Falcon 9과 같은 구조의 엔진을 사용하기 때문에 이와 비슷한 비용절감 효과를 얻을 것이라 예상된다[19]. 또한, 앞으로의 수요를 위해 발사비용을 획기적으로 절감할 것이라 기대되는 SSTO 우주비행체 개발이 필요하며 여기에 사용되는 복합 사이클 추진기관 연구와 초음속 비행체 관련 연구가 활발히 진행되어야 할 것으로

판단된다.

후 기

이 논문은 2013년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원 및 2016년도 한국형 발사체개발사업의 "개방형 액체로켓엔진 고장진단 기법연구" 과제로 한국항공우주연구원의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2013M1A3A3A02042434) 와 (2016M1A3A1A02021108).

References

1. Kim, C.T., Yang, I.Y., Lee, K.J. and Lee, Y.J., "Technology Development Prospects and Direction of Reusable Launch Vehicles and Future Propulsion Systems," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences,* Vol. 44, No. 8, pp. 686-694, 2016.
2. "Pratt&Whitney, Space Shuttle Main Engine," retrieved 1 Sep. 2017 from https://web. archive.org/web/20120208191620/ http://www.pw.utc.com/products/pwr/assets/pwr_SSME.pdf.
3. PR department of Boeing, Space shuttle main engine orientation, Boeing, Jun. 1998.
4. "Space Shuttle News Reference," retrieved 1 Sep. 2017 from https://ntrs.nasa.gov/archive/ nasa/ casi.ntrs. nasa.gov/19810022734.pdf.
5. "DC-X Part of Delta Clipper Family," retrieved 1 Sep. 2017 from http://www. astronautix.com/d/ dc-x.html.
6. Sgarlata, P. and Weegar, R., "Operational lessons of the DC-X propulsion system operations," *31st AIAA/ASME SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit,* San Diego, C.A., U.S.A., AIAA 95-2951, Jul. 1995.
7. Haya-Ramos, R., Blanco, G., Pontijas, I., Bonetti, D., Freixa, J., Parigini, C. and Angelini, R., "The design and realisation of the IXV Mission Analysis and Flight Mechanics," *Acta Astronautica,* Vol. 124, pp. 39-52, 2016.
8. Tumino, G., Mancuso, S., Gallego, J.M., Dussy, S., Preaud, J.P., Di Vita, G. and Brunner, P., "The IXV experience, from the mission conception to the flight results," *Acta Astronutica,* Vol. 124, pp. 2-17, 2016.
9. Malucchi, G., Zaccagnino, E., Drocco, A., Dussy, S. and Preaud, J.P., "The European Re-entry Program, from IXV to ISV-GNC/Avionics Development Status and Challenges," *AIAA Guidance, Navigation, and Control(GNC) Conference, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences,* Boston, M.A., U.S.A., AIAA 2013-4774, Aug. 2013.
10. Kerr, M., Haya, R., Penin, L., Zaiacomo, G.D., Mostaza, D. and Marco, V., "IXV Re-entry Guidance, Control & DRS Triggering: algorithm design and assessment," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference,* Minneapolis, M.N., U.S.A., AIAA 2012-4841, Aug. 2012.
11. "Jeff bezos' Blue origin rocket took off and landed-again," retrieved 1 Jan. 2016 from https://www.wired.com/2016/01/jeff-bezos-blue-origin-rocket-took-off-and-landed-again.
12. Hayward, K., "The Economics of Launch Vehicles: Towards a New Business Model," Yearbook on Space Policy 2015. Springer Vienna, pp. 247-256, 2017.
13. "Blue origin website," retrieved 1 Sep. 2017 from https://www.blueorigin.com/ technology.
14. Pletser, V., Migeotte, P.F., Legros, J.C., Deneyer, B. and Caron, R., "The Suborbital Research Association: Using Suborbital Platforms for Scientific and Student

Experiments," *Microgravity Science and Technology,* Vol. 28, No. 5, pp. 529-544, 2016.

15. Vozoff, M. and Couluris, J., "SpaceX products-advancing the use of space," *AIAA SPACE 2008 Conference & Exposition,* San Diego, C.A., U.S.A., AIAA 2008-7836, Sep. 2008.
16. "Falcon 9 v1.1 & F9R Launch Vehicle Overview," retrieved 1 Sep. 2017 from http://spaceflight101.com/spacerockets/falcon-9-v1-1-f9r/.
17. "Falcon 9 FT (Falcon 9 v1.2)," retrieved 1 Sep. 2017 from http://spaceflight101.com/spacerockets/falcon-9-ft/.
18. "Falcon 9 Overview," retrieved 1, Sep. 2017 from https://web.archive.org/web/20130715094112/http://www.spacex.com/falcon9#merlin_engine.
19. "SpaceX's reusable Falcon 9: What are the real cost savings for customers?," retrieved 25 Apr. 2016 from http://spacenews.com/spacexs reusable-falcon-9-what-are-the-real-cost-savings-for-customers/.
20. "List of Falcon 9 and Falcon Heavy launches," retrieved 20 Oct. 2016 from https://en. wikipedia.org/wiki/List_of_Falcon_9_and_Falcon_Heavy_launches.
21. "Interplanetary Transport System," retrieved 1 Sep. 2017 from http://spaceflight101.com/spx/.
22. "Blue Origin introduce the New Glenn orbital LV," retrieved 12 Sep. 2016, from https://www.nasaspaceflight.com/2016/09/blue-origin-new-glenn-orbital-lv/.
23. "India flies winged space plane on experimental suborbital launch," retrieved 23 May 2016 from https://spaceflightnow.com/2016/05/23/india-flies-winged-space-plane-on-experimental-suborbital-launch/.
24. Longstaff, R. and Bond, A., "The skylon project," *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference,* San Francisco, C.A., U.S.A., AIAA 2011-2244, Apr. 2011.
25. Mehta, U., Afosmis, M., Bowless, J. and Pandya, S., "Skylon Aerodynamics and SABRE Plumes," *20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conferences,* Glasgow, Scotland, AIAA 2015-3605, Jul. 2015.
26. "Airbus Defence and Space's solution to reuse space Launchers," retrieved 1 Sep. 2017 from https://airbusdefenceandspace.com/reuse-launchers/.
27. "SpaceX successfully lands its rocket on a floating drone ship for the first time," retrieved 1 Sep. 2017 from http://www.theverge.com/2016/4/8/11392138/spacex-landing-success-falcon-9-rocket-barge-at-sea.
28. "Flight Club // SpaceX CRS-9," retrieved 2 Sep. 2017 from https://www.youtube.com/watch?v=NT50R2dLht8&feature=youtu.be.
29. "Blue Origin launch & landing October 5, 2016," retrieved 2 Sep. 2017 from https://www.youtube.com/watch?v=dJjIv9mPUHI.
30. Dikbas, E., "Design of a grid fin aerodynamic control device for transonic flight regime," M.S. Thesis, Department of Mechanical Engineering, Middle East Technical University, Ankara, Turkey, 2015.
31. "Falcon9," retrieved 1 Sep. 2017 from http://www.spacex.com/falcon9.
32. Kittur, Z. and Bahekar, A., "CFD Analysis of Grid Fin Application on Missile in Supersonic Flow Regime," *Research Journal of Recent Sciences,* Vol. 5, No. 9, pp. 51-56, 2016.

33. Zeng, Y., Cai, J., Debiasi, M. and Cheng, T.L., "Numerical study on drag reduction for grid-fin configurations," *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forulm and Aerospace Exposition,* Orlando, F.L., U.S.A., AIAA 2009-1105, Jan. 2009.
34. Abate, G., Winchenbach, G. and Hathaway, W., "Transonic aerodynamic and scaling issues for lattice fin projectiles tested in a ballistic range," *19th International Symposium of Ballistics,* Interlaken, Switzerland, May 2001.
35. Kretzschmar, R.W. and Burkhalter, J.E., "Aerodynamic prediction methodology for grid fins," *RTO Applied Vehicle Technology Panel Symposium,* Sorrento, Italy, May 1998.
36. Edquist, K.T., Dyakonov, A.A., Korzun, A.M., Shidner, J.D., Studak, J.W., Tigges, M.A., Kipp, D.M., Prakash, R., Trumble, K.A. and Dupzyk, I.C., "Development of supersonic retro-propulsion for future Mars entry, descent, and landing systems," *10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference,* Chicago, I.L., U.S.A., AIAA 2010-5046, Jun.-Jul. 2010.
37. Korzun, A.M., "Aerodynamic and performance characterization of supersonic retropropulsion for application to planetary entry and descent," Ph.D. Dissertation, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, Atlanta, G.A., U.S.A., 2012.
38. Bakhtian, N.M. and Aftosmis, M.J., "Analysis of Inviscid Simulations for the Study of Supersonic Retropropulsion," *29th AIAA Applied Aerodynamics Conference,* Honolulu, H.I., U.S.A., AiAA 2011-3194, Jun. 2011.
39. Berry, S.A., Rhode, M.N. and Edquist, K.T., "Supersonic Retropropulsion Experimental Results from the NASA Ames 9x7 Foot Supersonic Wind Tunnel," *Journal of Spacecraft and Rockets,* Vol. 51, No. 3, pp. 724-734, 2014.
40. Kim, S.J. and Sung, H.G., "TBCC Engine Performance Design Technique of Reusable Launch Vehicle," *2008 KSPE Fall conference,* Daejeon, Korea, pp. 167-170, Nov. 2008.
41. Kang, S.H. and Lee, S.Y., "Weight and Thrust Analysis of Reusable Launch Vehicle using Rocket and RBCC Engines," *2012 KSPE Fall conference,* Yeosu, Korea, pp. 702-711, Nov. 2012.
42. Kim, H.S., Yang, W.S., Kim, K.S., Oh, S.J. and Choi, J.Y., "A Conceptual Design of a Sub-scale RBCC Engine for a Scramjet Flight Test," *2015 KSAS Fall Conference,* Jeju, Korea, pp. 250-253, Nov. 2015.
43. Kim, C.W., Chang, B.H., Lee, J.Y. and Lee, D.S., "Geometry and Aerodynamic Analysis of Korean Sub-orbital Spaceplane," *Aerospace Engineering and Technology,* Vol. 5, No. 1, pp. 35-41, 2006.
44. Howard, R.D., Krever, Z.C., Mosher, T., Scott, K.P., Voss, J.S., Sanchez, M.J. and Curry, J.M., "Dream chaser commercial crewed spacecraft overview," *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference,* San Francisco, C.A., U.S.A., AIAA 2011-2245, Apr. 2011.
45. "SpaceX Falcon 9 Second Stage Recovery Concept," retrieved 7 Sep. 2017 from https://www.youtube.com/watch?v=ddMYS2DvEkk.
46. DeSpirito, J., Edge, H.L., Weinacht, P., Sahu, J. and Dinavahi, S., "Computational Fluid Dynamic (CFD) Analysis of a Generic Missile With Grid Fins," ARMY RESEARCH LAB ABERDEEN PROVING GROUND MD, ARL-TR-2318, 2000.
47. Simpon, G.M. and Sadler, A.J., Lattice

controls: A comparison with conventional, planar fins," *Missile Aerodynamics Meeting Proceedings,* Paper 9, 1998. RTO-MP-5.
48. Salt, D.J., "Could a subsonic air-launched RLV enable a paradign shift in space operations?," *SpaceOps Conferences,* Pasadena, C.A., U.S.A., AIAA 2014-1897, May 2014.
49. Daines, R. and Segal, C., "Combined rocket and airbreathing propulsion systems for space-launch applications," *Journal of Propulsion and Power,* Vol. 14, No. 5, pp. 605-612, 1998.
50. KARI, SPACE ISSUE, No. 27, Sep. 1, 2016.
51. KARI, SPACE ISSUE, No. 13, Mar. 7, 2014.