

Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2021.25.3.101>

## SpaceX의 전략을 활용한 한국형 재사용 발사체 개발 전략

이금오<sup>a,\*</sup> · 이준성<sup>a</sup> · 박순영<sup>b</sup> · 노용래<sup>b</sup> · 임성혁<sup>a</sup> · 남기원<sup>c</sup> · 서대반<sup>a</sup>

### Korean Reusable Launch Vehicle Development Strategy Using SpaceX's Strategy

Keum-Oh Lee<sup>a,\*</sup> · Junseong Lee<sup>a</sup> · Soon-Young Park<sup>b</sup> · Woong-Rae Roh<sup>b</sup> ·  
Sung-Hyuck Im<sup>a</sup> · Gi-Won Nam<sup>c</sup> · Daeban Seo<sup>a</sup><sup>a</sup>Future Launcher R&D Program Office, Korea Aerospace Research Institute, Korea<sup>b</sup>Korea Space Launcher Vehicle-II Program Office, Korea Aerospace Research Institute, Korea<sup>c</sup>Future Strategy Department, Korea Aerospace Research Institute, Korea<sup>\*</sup>Corresponding author. E-mail: kol@kari.re.kr

#### ABSTRACT

SpaceX shows various strategies such as constructing various payload portfolio through the reuse of Falcon 9 and Falcon Heavy, constructing the launch vehicles using one type of engine, the transition from kerosene engine to methane engine, and the use of 3D printing. In this study, launch vehicle proposals that can cover a variety of payloads and trajectories from KOMPSAT to GEO-KOMPSAT were constructed, and ten launch vehicles using kerosene gas generator cycle engine, kerosene staged-combustion cycle engine, and methane staged-combustion cycle engine were reviewed. Of the ten launch vehicles, the reusable launch vehicle using a 35-ton methane engine was rated as the best in terms of development potential.

#### 초 록

SpaceX는 Falcon 9과 Falcon Heavy의 재사용을 통해 다양한 탑재중량 포트폴리오를 구성하고, 한 종류의 엔진을 사용하여 발사체를 구성하며, 케로신 엔진에서 메탄 엔진으로의 전환, 3D 프린팅 사용 등 다양한 전략을 보여주고 있다. 본 연구에서는 아리랑 위성에서 천리안 위성까지 다양한 탑재중량 및 궤도를 감당할 수 있는 발사체 안을 구성하였으며, 케로신 가스발생기 사이클 엔진, 케로신 다단연소 사이클 엔진, 메탄 다단연소 사이클 엔진을 사용한 10가지 발사체 안에 대해서 검토하였다. 10가지 안 중 35톤급 메탄 엔진을 사용한 재사용 발사체가 개발 가능성 측면에서 좋은 안으로 평가되었다.

Key Words: Reusable Launch Vehicle(재사용 발사체), Methane Engine(메탄엔진), Kerosene Engine(케로신 엔진), Common Booster Core(공통 부스터 코어)

#### Nomenclature

Received 6 December 2020 / Revised 5 May 2021 / Accepted 12 May 2021

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2020년도 추계학술대회(2020. 11. 27-29, 해운대 그랜드호텔) 발표논문을 심사하여 수정보완한 것임.]

ASDS : Autonomous Spaceport Drone Ship  
CBC : Common Booster Core  
DRL : Down Range Landing

GTO	: Geostationary Transfer Orbit
GSO	: Geo Synchronous Orbit
LEO	: Low Earth Orbit
MSC	: Methane Staged-Combustion
KSC	: Kerosene Staged-Combustion
KGG	: Kerosene Gas Generator
SSO	: Sun Synchronous Orbit
PBF	: Powder Bed Fusion
RTLS	: Return To Launch Site

### 1. 서 론

2015년 이후 SpaceX의 성공적인 1단 착륙과 1단 동체의 재사용은 경제적인 재사용 발사체를 어떻게 하면 개발할 수 있는지에 대한 기준을 제시해 주고 있다[1]. 메릴린치의 보고서[2]에 따르면, 뉴스페이스 시대가 되면서 SpaceX와 Rocket Lab이 시작한 새로운 우주 경쟁(space race)으로 인해 시장이 폭발적으로 성장하여 우주 시장(space market)은 2017년 3,390억 달러에서, 2045년까지 2조 7000억 달러가 될 것으로 예상되고 있다.

2018년 기준 Falcon 9과 Falcon Heavy는 세계 107회 발사 중 21회, 10톤급 이상의 탑재체를 궤도에 투입할 수 있는 대형 발사체의 경우, 48회 중 21회를 발사하여 대형 발사체 시장의 40% 이상을 점유하고 있다. SpaceX는 재사용 시 16.8톤의 탑재체에 대해 6,200만 달러를 제시함으로 kg당 3,690달러라는 저렴한 가격으로 시장을 선도하고 있다. 또한 Rideshare와 Piggyback 등을 적극적으로 활용하여 소형 위성 시장에도 발을 넓히고 있다. SpaceX의 성공에 자극을 받은 유럽과 러시아는 각각 메탄 재사용 엔진을 탑재한 Ariane Next 사업[3], Amur 발사체 개발사업[4] 등을 내놓으면서 기존의 소모성 발사체 개발에서 재사용 발사체 개발 방향으로 전환하는 등 SpaceX와의 비용경쟁에 나서기 위해 노력하고 있다. 본 논문에서는 SpaceX의 Falcon 9 및 Starship 개발 전략에 대해서 분석하고, 이를 기초로 하여 차세대 한국형 재사용 발사체 개발에 필요한 전략을 제시하였다.

### 2. SpaceX의 개발 전략

#### 2.1 하나의 발사체로 다양한 임무를 소화

Falcon 9과 Falcon Heavy가 가지고 있는 주요 전략은 하나의 발사체로 다양한 임무를 소화하는 것이다. Falcon 9에 공통 부스터 코어(Common Booster Core, CBC)를 달아서 Falcon Heavy(Fig. 1)를 개발하는 전략은 Delta IV 발사체에서 이미 검증된 전략이다. 하지만, Falcon 9는 RTLS(Return To Launch Site), ASDS(Autonomous Spaceport Drone Ship)를 통해 소모성(expendable) 발사 모드를 포함하여 3가지 모드로 탑재체 중량을 구성하는 방식을 사용하고 있다. 2020년 Falcon 9 v1.2 Block 5의 소모성 모드인 경우 LEO(Low Earth Orbit)의 최대 투입 중량은 22.8톤으로 나타나 있으며[5], 해상 귀환 재사용 모드인 ASDS의 경우 16.8톤, 발사장 인근으로 1단을 귀환시키는 방식의 재사용 모드인 RTLS의 경우 11.6톤의 투입성능을 가지



Fig. 1 Falcon Heavy and Common Booster Core[6].

고 있고, 고객의 탑재량에 맞게 재사용 방식을 선택하여 페이로드 중량이 적은 경우에도 그것에 맞게 임무와 가격을 조절하는 정책을 사용할 수 있다. Falcon Heavy에서도 사이드 부스터 코어를 귀환시키는 방식에 따라 Expendable 모드, RTLS 모드 혹은 ASDS 모드의 3가지 방식으로 운영할 수 있다. Falcon Heavy의 Expendable 모드에서 최대 26.7톤까지 GTO(Geostationary Transfer Orbit)에 투입할 수 있지만[5], 지금까지 이 정도 수준의 무거운 정지궤도에 대한 임무 수행은 없었으며, 2020년까지 발사된 Falcon Heavy는 사이드 부스터를 모두 RTLS로, 메인 부스터를 ASDS로 착륙시켰다. 사이드 부스터를 RTLS로 착륙시킬 때 Falcon Heavy는 8톤 이상을, ASDS로 착륙시킬 때 10톤 이상을 GTO로 올릴 수 있는 것으로 알려져 있다[6].

대한민국에서 그동안 발사하였던 대표적인 위성인 다목적 실용위성인 아리랑위성(KOMPSAT)의 규격은 약 1.5톤 정도의 무게를 700 km의 SSO(Sun Synchronous Orbit, 태양 동기 궤도)에 투입하는 것이었고, 한국형발사체(KSLV-II)도 이와 유사한 투입성능을 가지는 것으로 개발되고 있다. 그리고 대한민국의 대표적인 정지궤도 위성인 천리안위성(GEO-KOMPSAT)은 3.5톤 정도의 무게를 가지고 있다. 따라서 차세대 재사용 발사체가 Falcon Heavy와 같이 공통 부스터 코어를 사용하였을 때 소모성 모드로 약 4톤 이상을 GTO로, Falcon 9과 같은 단일 코어로 RTLS를 진행하였을 경우 1.5톤 정도를 SSO로 궤도에 투입할 수 있다면, 대한민국에서 개발하는 중대형 위성 모두를 나로우주센터에서 한 종류의 발사체 기종으로 발사할 수 있게 된다.

## 2.2 한 종류의 엔진을 1단과 2단에 모두 사용

SpaceX의 Falcon 9은 1단과 2단에 모두 Merlin 엔진을 사용한다. 이것은 Falcon 9의 초창기였던 Falcon 9 v1.0부터 계속되었던 정책으로 최초로 Merlin 1C 엔진과 Merlin 1CV 엔진을 사용한 이후 Falcon 9 v1.1에서는 Merlin 1D 엔진과 Merlin 1 DV 엔진을 사용하였다. 이후 Falcon 9 v1.2에서는 Merlin 1D+엔진과 Merlin



Fig. 2 Twenty-seven merlin engine firing during falcon heavy launch in 2019[6].

1DV+ 엔진을 사용하였다[7]. 이를 통해 SpaceX는 엔진 개발 비용을 절감하였으며, 소수의 대형 엔진을 1단에 적용하는 방식보다는 1단에 적절한 추력의 동일 엔진 9개를 사용하는 형태를 통해 소품종 대량 생산 형태로 제작단가 감소와 신뢰도 향상을 추구하였다. Falcon Heavy에서는 1단 부스터의 엔진이 27개(Fig. 2)가 소요되며, 이러한 방식은 구소련의 N1 발사체(1단 엔진 NK-15 30개)의 실패 이후 꺼려왔던 다량 엔진 사용 방식이 오히려 비용 경쟁력적인 측면과 엔진 고장 시의 Engine-Out 기능 등을 통한 발사 신뢰도 측면에서 유리할 수 있음을 보여주었다. Falcon 9과 비슷한 1단/2단 동일 엔진 전략을 사용한 곳이 Rocket Lab의 Electron 발사체이다. Electron 역시 1단에 Rutherford 3D 프린팅 엔진 9개를 활용하고 2단에 Rutherford Vacuum 엔진 1개를 이용하는 형태로 개발되었으며[8], 현재 소형 위성 상업 서비스를 진행하고 있다. 뉴스페이스의 상징과도 같은 동일 엔진 9개 사용 부스터는 이후에 Ariane Next의 Prometheus 엔진 계획[9]에도 나타나 있으며, Relativity Space의 Terran 1 발사체에도 9개의 3D 프린팅 엔진인 Aeon 1을 1단에 탑재하여 발사하려는 계획을 가지고 있다. 동일 엔진을 9개 사용하는 전략은 재사용 발사체를 개발할 때도 매우 요긴한 전략이다. Falcon 9 v1.2 Block 5의 1단 Merlin 1D++엔진은 추력 제어 범위가 57%까지 되는 것으로 Falcon 9 Payload User's Guide에 알려져 있으며[5], 이 경우 Falcon 9의 부스터의 추력 제

어 범위는 최대  $1/9 \times 0.57 = 6.3\%$ 까지 떨어질 수 있다. 따라서 1단 귀환 착륙 시 마지막 호버링(hovering)에 필요한 낮은 추력을 낼 수 있으므로 재사용 발사체 개발 시 유리한 전략이다.

### 2.3 케로신 엔진에서 메탄 엔진으로의 전환

SpaceX는 초창기 Merlin 1A 엔진 개발 시, NASA의 저비용발사체 기술 개발 프로그램의 하나로 개발된 케로신-액체산소 추진체의 Fastrac 엔진의 기술을 기초로 개발을 진행하였다. 연료 과농(fuel-rich) 가스발생기 방식 케로신 엔진은 미연 가스로 인한 검댕(soot)의 침착 문제 때문에 재사용에 불리하다는 편견을 깨고 현재까지 6회 재사용에 성공하였다. 하지만 차세대 Raptor 엔진을 개발하면서 처음에 비추력이 높은 수소 엔진을 검토하였으나 이후 메탄으로 변경하였다. 이것에 대해서 SpaceX의 엔진 개발 책임자 Tom Mueller는 처음에 케로신을 추진제로 선택한 것이 잘못된 선택이었지만 그리 나쁘지는 않았다고 하였다(We actually picked the wrong propellant. It wasn't too bad)[10]. SpaceX의 Elon Musk는 메탄을 추진제로 사용하게 된 것을 화성에서 쉽게 채취할 수 있기 때문으로 밝혔지만, Tom Mueller는 메탄이 가장 싼 형태의 연료이며, 재사용이 본격화되어 항공기 수준으로 재사용을 할 때는 연료의 비용이 총 서비스 비용의 절반 정도를 차지하기 때문에 낮은 연료비용이 매우 중요하며, 따라서 이것이 메탄 엔진 Raptor를 개발하는데 중요한 인자라고 하였다. 지상 엔진을 재활용할 때 검댕이 침착하지 않는 것은 매우 중요한 인자이고, 비휘발성 케로신이 엔진 내부에 고여있지 않게 하는 것도 유지보수 측면에서 재사용 발사체 운용의 중요한 인자이기 때문에 메탄 엔진의 장점이 재사용 발사체에서 두드러지게 된다. 또한 메탄은 케로신 엔진과 비교해서 비추력이 높으며, 추력 제어가 쉽기 때문에 상단 엔진을 개발할 때 케로신 엔진에 비해 상단에도 장점이 있다. SpaceX가 관심이 있는 행성 간 이동에 대해서도 메탄은 수소와 비교해서 보일링(boiling)이 적기 때문에 태양으로부터 받는 열에 의해서 손실될 수 있는 연료의



Fig. 3 SpaceX Starship SN10 landing with methane engine raptor[11].

양이 적어지고, 케로신과 같이 우주에서 동결될 위험이 없는 장점이 있다. 이와 같은 이유로 SpaceX는 메탄 엔진 Raptor를 성공적으로 개발하였으며, 이엔진을 이용한 Starhopper와 Starship 비행시험[11]을 수행하였다. Starship(Fig. 3)은 2021년 3월 30일까지 SN5-SN11까지 6개의 발사체에 대해 비행시험 및 착륙시험이 진행되었다[12].

국내에서는 다른 나라들과 다르게 메탄 엔진으로 전환하였을 때의 추가적인 장점이 하나가 더 있는데, 그것은 낙하점 때문이다. 대한민국은 지정학적 위치가 발사체를 쏠 수 있는 범위가 일본 열도에 의해 매우 좁아져 있는 상태이며, 따라서 동쪽 방향 발사가 매우 어렵고 남쪽으로만 발사할 수밖에 없다. 또한 나로우주센터 남쪽 약 800 km 상에 있는 일본의 섬들로 인해서 낙하점이 제한을 받게 된다. 2단형 발사체의 경우 1단이  $\Delta V = 5000$  m/s 이상을 확보해야 안정적인 낙하점을 확보할 수 있으며, 따라서 다른 나라의 발사체보다 1단의 성능이 좋아야 할 필요가 있는 문제가 있다. 예를 들어, Falcon 9을 수입하여 나로우주센터에 쏘다고 하더라도 1단의  $\Delta V = 3884$  m/s 정도밖에 되지 않아 낙하점에 문제가 발생하게 된다[13]. Merlin 1D++ 엔진은 케로신 가스발생기 엔진의 가장 높은 성능을 내는 엔진이기 때문에 Merlin 1D++보다 더 높은 비추력을 가진 엔진이 1단에 장착되어야 1단의  $\Delta V$ 를 높여 낙하점 문제에서 벗어날 수 있다. 따라서 메탄 다단연소 사이클 엔진 또는 메탄 전팽창식 사이클(full expander cycle) 엔진은 케로



Fig. 4 Part of Aeon 1 engine sits insides a 3D printer [17].

신 엔진보다 약간 높은 비추력으로 인해서 케로신 엔진으로 인해 발생하는 애매한 위치의 낙하점 문제를 더욱 쉽게 해결할 수 있다. 따라서, 본 논문에서는 메탄 다단연소(Methane Staged-Combustion, MSC) 사이클 엔진과 케로신 다단연소(Kerosene Staged-Combustion, KSC) 사이클 엔진, 케로신 가스발생기(Kerosene Gas Generator, KGG) 사이클 엔진을 차세대 발사체에 사용하였을 때 어떤 결과가 나오는지 서로 비교하였다.

#### 2.4 3D 프린팅(적층 제조) 엔진 탑재 전략

SpaceX는 Merlin 1D 엔진을 개발할 때부터 3D 프린팅을 적극적으로 활용하려고 시도하였는데, Merlin 1D 엔진에 포함된 주 산화제 밸브(Main Oxidizer Valve, MOV)를 3D 프린팅으로 제작하였다. Merlin 1D에서 다른 부품들을 3D 프린팅으로 제작하였다는 내용은 발견하기 어려우며, 연소기의 경우 Merlin 1D의 크기가 Powder Bed Fusion(PBF) 방식으로 제작하기에는 직경이 크기 때문에 연소기를 3D 프린팅으로 제작하지 못했다. 다만, Dragon 모듈에 사용되었던 Super Draco 엔진의 경우에는 7톤급 추력 정도로 챔버 크기가 비교적 작기 때문에 3D 프린팅을 사용하여 엔진 연소기를 제작하였다[14]. Starship에 사용되는 메탄 엔진 Raptor의 경우에는 추진제 밸브와 터보펌프 부품들, 분사기 시스템의 많은 부분을 3D 프린팅 제품이라고 보고되었으며[15], 중량 대비 약 40%의 부품을 적층 제조로 제작하여 시험하였다고 하였다[16]. 엔진에서 적층 제조를 적용하였을 때 가장 비용 절감

이 많이 되는 부분이 연소기이기 때문에, 연소기를 PBF가 가능한 크기로 제작하는 것은 엔진 비용 절감에서 매우 중요한 요소라고 할 수 있다. 이러한 이유로 인해서, Rocket Lab의 Rutherford 엔진을 비롯한 Relativity Space의 Aeon 1 엔진(Fig. 4) 등은 낮은 추력의 엔진을 클러스터링해서 사용하는 것으로 구성되어 있다.

### 3. 한국형 재사용 발사체 개발 전략

#### 3.1 엔진 사이클에 따른 발사체 구성

SpaceX의 발사체 개발 전략을 참고하여 검토한 한국형 재사용 발사체 개발 전략은 다음과 같다. 먼저 2.3절에서 언급한 세 가지 종류의 엔진을 사용하였으며, 개발 목표로 삼을 수 있는 엔진의 비추력은 다음과 같이 가정하였다.

- MSC Isp: 335 sec(지상용), 368 sec(고공용)
- KSC Isp: 320 sec(지상용), 353 sec(고공용)
- KGG Isp: 310 sec(지상용), 343 sec(고공용)

단, MSC는 메탄+액체산소 추진제의 다단연소 사이클 엔진을, KSC는 케로신+액체산소 추진제의 다단연소 사이클 엔진을, KGG는 케로신+액체산소 추진제의 가스발생기 사이클 엔진을 의미한다. 개발 예정인 재사용 발사체 1단의 구조비(mass ratio) 목표를 6%~9% 정도로 하였으며, 2단은 1단의 구조비보다 3% 높다고 가정하였다. 즉 1단의 구조비가 7%일 때, 2단의 구조비는 10%가 된다. 구조비(mass ratio)란 각 단(stage)의 초기 중량과 최종 중량의 비를 나타낸 것으로 1단 구조비가 7%라면, 발사체 이륙 시 1단의 중량이 100톤이라고 했을 때 2단과 분리가 이루어지기 직전의 1단 중량이 7톤이 되어야 한다. 최종 중량은 건조 중량(dry mass)과 잔류추진제의 합으로 결정되며, 이를 줄이는 것은 발사체 핵심 기술 중의 하나이다.

SpaceX의 개발 방식과 유사하게 2.2절과 같이 1단에 9개의 지상 엔진을 클러스터링하여 1단 추진 시스템을 구성하였고, 2단에 1개의 동일한

엔진을 활용하는 형태로 시스템을 구성하였다. 2 단의 경우 진공 조건에서의 작동을 고려하여 확대비가 큰 고공용 노즐을 적용하는 형태로 비추력과 추력이 증가하지만, 추력은 최대 가속도 조건을 맞추기 위해서 추력 제어(throttling)를 하는 것까지 고려해야 하므로 개별 비교인 본 해석에서는 단순히 계산하기 위해서 비추력만 증가시키고 추력은 지상 엔진의 고공 추력과 동일한 것으로 계산하였다.

SpaceX의 구조비(약 5%)에서는 1단 RTL5의 경우 Expendable 모드에서는 RTL5보다 2배 정도의 탑재체가 가능해야 하므로, SpaceX보다 구조비가 높게 설정된 현재의 예에서는 1단 RTL5 모드로 SSO 700 km에 1.5톤 이상의 위성을 투입할 수 있기 위해서 2배 이상의 위성을 Expendable 모드에서 투입할 수 있어야 하며, 이를 위해서 4.2톤의 탑재체를 Expendable 모드에서 발사가 가능하도록 발사체를 구성하였다.

각 발사체 구성에 따라 기준궤적 SSO 700 km에 투입할 수 있는 중량은 다음과 같이 속도 증분을 통하여 계산하였다.

$$\sum_s^2 I_{sp,s} g_0 \ln(M_{i,s}/M_{f,s}) \geq \Delta v_{req} \quad (1)$$

단,  $s$ 는 단을 의미하며,  $M_i$ 는 단 초기중량,  $M_f$  단 연소종료 시 중량,  $\Delta v_{req}$ 는 궤도투입 요구 속도 증분을 의미한다.

모든 계산은 서로의 상대 비교를 위해 간단히 Microsoft Excel로 계산하였으며, 후에 정밀 분석을 위해서는 ASTOS를 사용하였다. 기본적으로 이륙 가속도는 1.2가 되도록 구성하였으며, 안정적인 낙하점을 확보를 위해 1단이  $\Delta V = 5000$  m/s 이상이 되도록 단을 구성하였다. 동일한 낙하점이 되도록 계산하기 위해서는 계산량이 많아지기 때문에 최소 요구 조건인 1단의  $\Delta V$  만을 고려하였다. 페어링의 경우 분리 시간을 2단 점화 후 10초 후로 통일시켰으며, 본 연구는 실제 발사체를 정확하게 설계하는 것이 목적이 아닌 엔진 사이클, 연료의 종류 및 구조비에 따라

Table 1. Engine thrusts according to the composition of the SSO launch vehicle(tonf).

Mass ratio of 1 <sup>st</sup> stage \ Engine cycle	6%	7%	8%	9%
MSC	31	35	40	47
KSC	38	44	52	
KGG	45	53	63	

설계되는 발사체들의 상대 비교에 주안점을 두었기 때문에 계산 결과에 미치는 민감도는 모두 동일한 수준이라고 할 수 있다.

노즐 확대비는 다르지만 동일한 엔진을 1단과 상단에 배치하고, 낙하점을 고려하여 4.2톤을 700 km SSO에 투입할 수 있는 엔진 추력은 1단 구조비와 엔진 사이클에 따라 Table 1과 같이 10가지 경우에 대해서 계산할 수 있다.

Table 1에서 비추력이 높고 구조비가 낮을수록 임무를 달성하기 위해 요구되는 엔진 추력 레벨은 낮아지는 것을 알 수 있으며, 6%의 구조비에서 31톤급 메탄 다단연소 사이클 엔진을 1단에 9개 클러스터링하고, 2단에 9%의 구조비에 31톤급 엔진 하나로 추진 시스템을 구성하면 가장 낮은 추력 레벨에서 4.2톤의 탑재체를 SSO 700 km에 보낼 수 있는 것으로 나타났다. 계산한 10개의 경우 중에서 가장 높은 추력이 필요한 발사체는 8% 구조비에 63톤급 케로신 가스발생기 엔진이 사용되어야 하는 발사체였다.

Table 2에서는 Table 1에서 계산된 3가지 사이클, 총 10종의 엔진을 사용한 10종의 발사체 구성에 대해서 상단 엔진의 연소시간을 나타내고 있다. 같은 엔진을 사용하면 상단 엔진의 추력이 비교적 크기 때문에 SpaceX와 같이 낮은 구조비를 사용하지 않으면 연소시간이 매우 짧아지게 된다. 연소시간이 짧고, 추력이 크면 상단의 궤도투입 정확도가 떨어지게 되고 가속도가 커지는 문제가 발생하게 된다. 따라서 일반적으로 상단에서 궤도투입 정확도를 위해서 필요한 연소시간인 300초 정도를 확보하는 발사체는 6%, 7% 구조비를 가지고 31톤급과 35톤급 메탄

Table 2. Combustion duration time of upper stage engine thrusts according to the composition of the SSO launch vehicle(sec).

Mass ratio of 1 <sup>st</sup> stage \ Engine cycle	6%	7%	8%	9%
MSC	302.5	293.3	253.8	234.3
KSC	245.1	223.8	193.3	
KGG	201.2	186.4	169.6	

다단엔진을 사용하는 발사체인 것을 알 수 있다. 물론 추력 제어를 통해서 연소시간을 늘릴 수 있으므로 250초 정도의 연소시간을 가지고 있는 8% 구조비/40톤급 메탄 다단엔진으로 구성된 발사체와 6% 구조비/38톤급 케로신 다단엔진으로 구성된 발사체도 대안으로 고려될 수 있다.

### 3.2 공통 부스터 코어를 사용한 발사체 구성

1단을 CBC를 사용해서 대형 발사체로 구성한 후 구성된 대형 발사체로 나로우주센터에서 GTO로 발사하였을 때, 탑재 가능 중량은 Table 1의 10가지 경우에 대해서 Table 3과 같이 계산되었다. 모든 경우에 대해서 속도 증분을 통한 투입 성능만을 기준으로 하여 검토하였다. 실제 GTO로 위성을 투입하는 경우 최대의 투입성능을 내기 위해서는 발사 방위각을 90°로 발사하는 것이 이후 GSO(Geo Synchronous Orbit)로 전이하는 과정에서의 궤도 경사각 변화를 최소화할 수 있다. 하지만, 나로우주센터의 경우 지정학적 한계로 인하여 이러한 동향 발사가 불가능하므로 이로 인한 투입성능 손실을 고려하여야 한다. 본 연구에서는 이를 위하여 GTO 투입 속도 증분을 12,430 m/s로 검토하였다. 이후 일반적으로 위성이 GTO에서 GSO로 전이하기 위한 자체 속도 증분 조건(2,100 m/s 이하)을 고려할 필요가 있으며, 이를 고려하여 GSO 투입 최대 성능이 평가된다.

GTO 발사 시 중앙 부스터 코어의 추력은 이륙 가속도 1.2를 만족시키기 위해 75%로 추력 제어를 하는 것으로 계산하였으며, 이 경우 사이

Table 3. GTO payload when configuring CBC with the 4.2 tonf SSO equipped launch vehicle(kg).

Mass ratio of 1 <sup>st</sup> stage \ Engine cycle	6%	7%	8%	9%
MSC	5,860	5,720	5,540	5,400
KSC	5,640	5,470	5,200	
KGG	5,470	5,300	5,100	

드 부스터의 추진제가 소진되었을 때 중앙 부스터에 남아있는 25%의 추진제가 지속해서 연소하여 궤도에 진입하는 것으로 계산하여 탑재체 중량을 계산하였다.

계산 결과 대부분은 CBC 사용 정지궤도 발사체의 탑재량은 5.1톤에서 5.9톤 정도로 10가지 종류의 발사체 경우에서 크게 차이는 없는 것으로 나타났으며, 이 탑재량 범위는 모두 대한민국에서 제작했거나 제작할 예정인 정지궤도 위성의 수요를 모두 만족시킬 수 있다. 최근에 발사되는 무거운 정지궤도 위성도 6톤 정도이기 때문에, 대부분의 정지궤도 위성을 발사할 수 있는 중량이라고 할 수 있다. 다만 Falcon 9가 현재 Expendable 모드로 GTO에 8.3톤의 탑재체를 올릴 수 있으므로 구성된 발사체가 Falcon 9보다 비용 경쟁력을 가지기는 어려울 것으로 보인다.

탑재중량을 살펴보았을 때 MSC의 경우 각 단의 구조비가 1%씩 늘어났을 때의 영향이 MSC가 KSC로 바뀌어서 Isp가 줄어들었을 때의 영향보다 약간 더 작다는 것을 알 수 있었다. 즉 MSC, 6% 구조비에서 MSC, 7% 구조비로 바뀔 때 탑재중량은 5,860 kg에서 5,720 kg으로 줄어들지만, MSC, 6% 구조비에서 KSC, 6% 구조비로 바뀔 때 탑재중량은 5,860 kg에서 5,640 kg으로 약간 더 줄어드는 것을 알 수 있었다.

### 3.3 구성된 발사체의 재사용 모드의 경우 탑재 가능 중량

기존의 문헌에 의하면, Falcon 9의 지구 정지궤도에 무궁화 5A 위성을 투입할 때 착륙에 필요한 총 속도 증분은 RTLS의 경우 3,448 m/s,

ASDS의 경우 2,040 m/s로 계산되었다[18]. 3.1절에서 구성된 발사체가 재사용 모드의 경우 탑재할 수 있는 탑재량을 상대 비교하기 위해서 SpaceX의 경우와 비슷하게 RTLS의 경우  $\Delta V=3,500$  m/s 이상, ASDS 또는 Down Range Landing(DRL)시  $\Delta V=2,500$  m/s 이상이 필요하다고 가정하였을 때, 700 km SSO에 투입 가능한 탑재 중량은 각각 Table 4, 5와 같을 것으로 예상된다. 본 논문에서 제시된 10가지 종류의 발사체들은 낙하점 회피를 위해서 1단의 속도 증분이 Falcon 9의 1단보다 높은 상태이다. Falcon 9의 RTLS 경우, 1단의 귀환에 필요한 에너지를 최소화하기 위해 1단에서 3.8~3.9 km/s 이하의 속도 증분을 사용하여 최대 도달 고도가 100 km 내외 정도이지만, 본 발사체의 경우 단 분리 고도가 Falcon 9보다 높게 설계되어 있고, 이에 따라 귀환에 필요한 속도 증분도 더 필요할 것으로 예상된다. 하지만, 본 논문에서는 각각의 경우를 모두 궤적(trajecory) 계산하는 것은 비능률적이라 판단하였으며, 각각 경우들의 상대 비교 및 계산을 간단하게 하려고 본 가정을 사용하였다.

탑재량 계산 결과 비추력이 높을수록, 구조비가 낮을수록 DRL보다 RTLS에서 큰 영향을 미치는 것들을 알 수 있으며, RTLS의 경우 8% 구조비의 케로신 가스발생기 사이클 엔진을 가진 발사체는 Expendable 모드의 4.2톤 수준에서 1/20 정도 수준인 220 kg 밖에 탑재량이 되지 않아 실질적인 재사용 발사체의 역할을 하기에는 경제성이 매우 떨어지는 것으로 나타났다. 3.1절에서 임무 설계한 것과 같이 1.5톤 이상을 SSO로 보내고 RTLS를 할 수 있는 발사체는 MSC 엔진을 가지고 1단 6%, 7% 구조비를 갖는 발사체와 KSC 엔진을 가지고 1단 6% 구조비를 갖는 발사체인 것으로 나타났다.

3.4 3D 프린팅 엔진 탑재 가능성 검토

최근에 기존 엔진을 3D 프린팅으로 전환하거나 아예 DfAM(Design for Additive Manufacturing)을 적용하여 새로운 개념의 엔진을 만드는 시도가 진행되고 있다. 현재 시판 중인 가장 큰 PBF

Table 4. RTLS payload to SSO with the 4.2 tonf SSO equipped launch vehicle(kg).

Mass ratio of 1 <sup>st</sup> stage \ Engine cycle	6%	7%	8%	9%
MSC	2,030	1,600	1,070	550
KSC	1,640	1,170	610	
KGG	1,370	820	220	

Table 5. DRL payload to SSO with the 4.2 tonf SSO equipped launch vehicle(kg).

Mass ratio of 1 <sup>st</sup> stage \ Engine cycle	6%	7%	8%	9%
MSC	2,720	2,350	2,000	1,540
KSC	2,420	2,000	1,540	
KGG	2,160	1,720	1,210	

방식의 3D 프린터는 AMCM M4K(제작 가능 크기: 450 × 450 × 1000 mm)와 3D Systems의 DMP Factory 500(제작 가능 크기: 500 × 500 × 500 mm)이다. 100 bar의 케로신 가스발생기 엔진의 경우 450 mm 크기까지는 약 51톤급, 500 mm 크기의 경우 약 71톤급의 연소기 헤드를 3D 프린터에서 제작할 수 있다. M4K와 같은 제품들은 축 방향으로 길어서 연소기처럼 직경 대비 축이 긴 제품을 프린팅하기에 적당하다. 현재 10톤급 다단연소 엔진 E-2를 미국의 벤처업체 Launcher에서 주문하여 AMCM의 프린터를 사용해 일체형 챔버로 제작한 예도 있다(Fig. 5). 따라서 Table 1에서 제시된 엔진 추력들을 고려했을 때 50톤 이하의 낮은 추력의 제품들은 AMCM M4K와 같은 3D 프린터로 제작이 가능할 것으로 보이며, 추력이 낮고 내부 압력이 높을수록 연소기 사이즈가 작아져서 3D 프린팅이 유리하기 때문에 처음부터 이를 고려한 엔진 설계가 필요할 것으로 보이며, 이 때 경제적인 엔진을 갖춘 발사체를 개발할 수 있을 것으로 보인다.

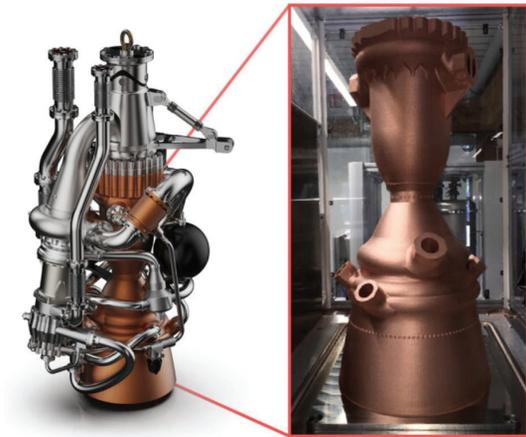


Fig. 5 10 tonf-class E-2 engine chamber of launcher manufactured from AMCM M4K[19].

#### 4. 한국형 재사용 발사체 개발 방향 제안

SpaceX의 발사체 개발 전략을 참고하여 메탄 다단연소 사이클 엔진, 케로신 다단연소 사이클 엔진, 케로신 가스발생기 사이클 엔진을 사용하였을 때 발사체 구성이 어떻게 변하는지를 검토하였으며, 한국형 재사용 발사체는 메탄 고성능 엔진에 낮은 구조비를 가지는 것이 바람직한 방향임을 알 수 있었다. 현재 대한민국의 소재, 부품, 장비 수준을 볼 때 SpaceX와 같이 낮은 구조비를 갖는 발사체를 제작하는 것은 매우 어려운 일이나, 재사용 발사체 개발이 한국형 발사체 개량형 이후에나 개발될 수 있으며, 이때 적어도 현시점보다 10년에서 15년 이후에 개발될 수 있다는 것을 고려하여 볼 때 35톤급 메탄 고성능 엔진을 사용하고 1단 구조비 7%, 2단 구조비 10% 정도의 발사체를 제작하는 것이 가장 가능성 있는 재사용 발사체 개발 전략일 것으로 보인다.

현재 정지궤도 급 대형 발사체의 1단 구조비는 Falcon 9 v1.2와 같이 약 5% 수준이 세계에서 가장 낮은 구조비이며, Firefly Alpha나 Epsilon과 같은 소형발사체의 경우에는 1단에 대해서 7% 정도가 가장 낮은 구조비로 알려져 있다. 따라서 본 논문에서 제시한 재사용 발사체 수준인 중형급 발사체에서는 1단을 6% 수준으로

제작하였을 때 세계 최고 수준에 가깝게 제작할 수 있는 것으로 추정할 수 있다. 엔진의 경우 추력 대비 무게비(Thrust to Weight ratio)가 NK-33이 126 정도이고, 상단 엔진 RD-120이 75.5 정도이기 때문에 적층 제조를 이용하여 35톤급 추력 대비 무게비 100 정도의 엔진을 개발한다면, 이때 35톤급 엔진의 무게는 약 350 kg이 된다. 따라서 1단 35톤 9개 클러스터링 엔진의 경우 총 3,150 kg 정도 수준의 중량으로 개발할 수 있다. 여기에 추가하여 탱크 소재 Al-Li 합금 등을 적용하고 용접부를 SpaceX와 같이 고효율 마찰교반용접(friction stirred welding)을 적용하며, 공통격벽 추진제 탱크, Y링 프레임, 보강 격자 등의 방법으로 추진제 탱크의 무게를 낮춘 후, 추진제 과냉(super chilling)을 통한 부피 감소 효과 및 추진 공급시스템 최적화 등으로 10년 이내에 1단 7%, 2단 10%까지 낮추는 것이 가능할 것으로 예상된다.

35톤급 메탄 엔진을 9개 클러스터링하여 1단을 구성하는 발사체는 700 km SSO에 Expendable 모드의 경우 4.2톤의 탑재체를, RTLS 모드의 경우 1.6톤의 탑재체를, DRL 모드의 경우 2.35톤의 탑재체를 투입할 수 있을 것으로 예상할 수 있다. GTO의 경우, Expendable 모드로 기본형으로는 약 1.2톤의 탑재체를, CBC로 구성하여 27개의 엔진을 사용하는 대형 발사체를 만들 경우 5.7톤의 탑재체를 나로우주센터에서 궤도로 투입할 수 있을 것으로 예상할 수 있다. 정확한 발사체의 규격을 정하기 위해서는 엔진 규격 상세 설계, 궤도 설계와 낙하점 분석, 1단 DRL 착륙 및 RTLS 착륙에 대한 분석, 발사체 질량 분석이 필요하며 이에 대한 기초적인 분석을 ASTOS 프로그램을 통하여 진행하였다(Fig. 6, 7).

Fig. 6은 35톤급 메탄 엔진을 이용한 재사용 발사체의 700 km SSO 투입 임무의 궤적을 나타내고 있다. 2단의 경우 첫 번째 연소종료 후 약 1,800초 동안의 무추력 비행을 하며, 최종적으로 남극 상공에서 두 번째 엔진 점화를 통해 목표 고도에 도달하도록 설계하였다.

Fig. 7에서는 RTLS 기동을 하는 1단과 첫 번째 연소구간에서의 2단의 궤적을 나타내고 있으



Fig. 6 SSO launch trajectory of reusable launch vehicle using 35 tonf methane engines.

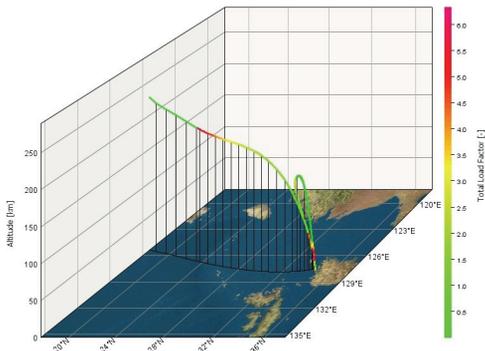


Fig. 7 RTLS launch trajectory of reusable launch vehicle using 35 tonf methane engines.

며, 궤적에 표현된 색상은 각 단의 total load factor를 나타낸다. ASTOS의 해석을 통하여 35톤급 엔진을 통한 재사용 발사체의 개발 가능성이 어느 정도 확인이 되었으며, 더 상세한 설계 및 이에 필요한 요소 기술 등은 후속 연구로 더 진행할 필요가 있다.

### 5. 결 론

본 연구에서는 SpaceX의 발사체 개발 철학 및 전략을 분석하여 한국에 적합한 재사용 발사체의 개발 전략에 관해서 연구하였으며 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 한국에 적합한 재사용 발사체 엔진 사이클을 확인하기 위해 메탄 다단엔진, 케로신 다단엔진, 케로신 가스발생기 엔진을 검토하였으며, SpaceX와 같이 1단과 2단에 같은 엔진을 사용하였을 때 300초에 가까운 2단의 연소시간을 확보할 수 있었던 엔진은 메탄 31톤~35톤급의 다단엔진이었으며, 이 경우 발사체 1단의 구조비 6~7%의 조합이었다.
- (2) 공통 코어 부스터를 사용하여 대형 발사체를 구성하였을 경우, 본 논문에서 구성하였던 10가지 엔진과 구조비 조합에서 대부분 5톤 이상의 탑재물을 GTO에 보낼 수 있었다.
- (3) 재사용 모드를 사용하여 탑재체를 궤도에 보낼 때 구조비가 커질수록 탑재체 중량은 급속도로 감소하였으며, 1.5톤 이상을 SSO로 보내고 RTLS 기동을 하여 재사용을 할 수 있기 위해서는 메탄 다단엔진에서는 6~7%의 1단 구조비, 케로신 다단엔진에서는 6% 정도의 1단 구조비를 가진 발사체만 가능하였고, 케로신 가스발생기 엔진은 1.5톤 이상을 궤도에 투입하는 것이 불가능하였다.
- (4) 현재 개발된 3D 프린팅 기술을 사용하여 가격을 낮추어 가격 경쟁력이 있는 엔진 연소기를 생산하기 위해서는 50톤급 이하의 엔진을 개발하는 것이 필요한 것으로 분석되었다.
- (5) 위와 같은 사항들과 현재 한국의 기술 개발 상황들을 고려하였을 때 35톤급 메탄 다단엔진에 7% 정도의 1단 구조비, 10% 정도의 2단 구조비를 갖는 재사용 발사체가 한국에 적합한 것으로 고려되었다.

### 후 기

본 논문은 한국항공우주연구원의 미래기술 전략수립 워킹그룹의 활동의 결과에 소형발사체 선행기술 개발 과제에서 검토 중인 시스템 통합

설계 방식을 적용하여 수행되었습니다.

### References

1. Lee, K.O., "An Analysis of Launch Vehicle Development Strategy of SpaceX," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 6, pp. 72-86, 2019.
2. "To Infinity And Beyond - Global Space Primer," Thematic Investing, Bank of America Merrill Lynch, 30 Oct. 2017.
3. P. Sabin, A. Michallet, N. Meyers, S. Durteste, J.-F. Delange, S. Saubadine, and J.M. Ruault, "Vulcain 2.1, the European Reference for Ariane 6 Lower Stage cryogenic Propulsive System," *8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, Madrid, Spain, EUCASS2019-FP0639, 2019.
4. "Russia planning to go reusable in 2026 with new Amur rocket," <https://www.space.com/russia-announces-reusable-rocket-amur>, 14 Oct. 2020.
5. "SpaceX," <https://www.spacex.com/>, 11 Sep. 2020.
6. "Falcon Heavy," [https://en.wikipedia.org/wiki/Falcon\\_Heavy](https://en.wikipedia.org/wiki/Falcon_Heavy), 11 Sep. 2020.
7. Lee, K.O., Kim, D.J., Park, S.Y. and Lee, K., "An Analysis of Strategies of Engine Development of SpaceX," *The Fall Conference of The Korean Society of Propulsion Engineers*, Paradise Hotel, Busan, Korea, pp. 249-257, Dec. 2018.
8. "Rocket Lab Aims to Win Cubesat-Launching Race," *Space.com*, <https://www.space.com/34364-rocket-lab-small-satellite-launch-race.html>, 26 Oct. 2019.
9. P. Simontacchi, R. Blasi, E. Edeline, S. Sagnier, N. Ravier, A. Espinosa-Ramos, J. Breteau, and Ph. Altenhoefer, "PROMETHEUS: Precursor of New Low-Cost Rocket Engine Family," *8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, Madrid, Spain, EUCASS2019- FP0743, 2019.
10. "Tom Mueller interview," <https://www.youtube.com/watch?v=Uu9sobNjPFY>, 17 May 2017.
11. "Starship SN10 Sticks the Landing, Explodes Minutes Later," *Spaceflight Insider*, <https://www.spaceflightinsider.com/organizations/space-exploration-technologies/starship-sn10-sticks-the-landing-explodes-minutes-later/>, 20 Apr. 2021.
12. "Starship development history," [https://en.wikipedia.org/wiki/Starship\\_development\\_history](https://en.wikipedia.org/wiki/Starship_development_history), 20 Apr. 2021.
13. Roh, W.R., Kim J.Y. and Min B.J., "Trajectory Design and Velocity Impulse Analysis of Reusable Launch Vehicles," *The Spring Conference of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Sol Beach Resort, Samcheok, Gangwon-do, Korea, pp. 160-162, Apr. 2017.
14. Lee, K.O., Lim, B.J, Kim, D.J., Hong. M.G. and Lee, K.J., "Technology Trends in Additive Manufactured Small Rocket Engine for Launcher Applications," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 24, No. 2, pp. 73-82, 2020.
15. "SpaceX Raptor," *Spaceflight 101*, <https://spaceflight101.com/spx/spacex-raptor/>, 25 Sep. 2016.
16. "Additive Manufacturing in the Aerospace Industry," Winick, E., <https://new.engineering.com/story/additive-manufacturing-in-the-aerospace-industry>, 30 Jan. 2017.
17. "Relativity Space," *Wikipedia*, [https://en.wikipedia.org/wiki/Relativity\\_Space](https://en.wikipedia.org/wiki/Relativity_Space), 28 Oct. 2019.
18. Roh, W.R., Kim J.Y., Min B.J., Kang S.W. and Lee, S.R., "GTO Launch Mission Analysis of Reusable Launch Vehicles," *The*

*Spring Conference of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Del Pino Resort, Goseong, Gangwon-do, pp. 158-160, Apr. 2018.

19. "Copper Rocket Engine Test Launch Date Draws Near," Keane, P., <https://3dprinting.com/metal/copper-rocket-engine-test-launch-date-draws-near/>, 4 Jun. 2020.