

Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2024.28.2.083>

# Falcon 9 형 메탄 재사용 발사체 개념설계 및 경제성 분석

이금오<sup>a,\*</sup> · 서대반<sup>a</sup> · 김현준<sup>a</sup> · 김철웅<sup>a</sup> · 최상현<sup>a</sup> · 박재성<sup>a</sup> · 이기주<sup>a</sup>

## Conceptual Design and Economic Analysis of Falcon 9 Type Methane Reusable Launch Vehicle

Keum-Oh Lee<sup>a,\*</sup> · Daeban Seo<sup>a</sup> · Hyeonjun Kim<sup>a</sup> · Cheulwoong Kim<sup>a</sup> ·  
Sang-Hyeon Choi<sup>a</sup> · Jaesung Park<sup>a</sup> · Keejoo Lee<sup>a</sup><sup>a</sup>Small Launch Vehicle Research Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea<sup>\*</sup>Corresponding author. E-mail: kol@kari.re.kr

### ABSTRACT

In this study, we revisit the previous study of using a methalox engine to form a Korean version of the reusable fleet to improve our assessment on their utility and performance for various space missions with our select 35 tonf-class staged combustion engine. The re-designed Korean version of Falcon 9 can deliver up to 4.8 tons of payload into 500 km SSO in the expendable mode and about 2 tons in the land-landing reusable mode. Given the level of cost savings in reusing the Falcon 9, a Korean reusable launch vehicle is expected to operate at a cost of approximately ₩60.8B in expendable mode and ₩21.3B in reusable mode.

### 초 록

본 연구에서 한국형 재사용 발사체 개발을 위해 메탄 엔진을 사용한 이전 연구를 재검토하여 35톤급 다단연소 사이클 엔진의 다양한 우주 임무에 대한 유용성과 성능에 대한 평가를 개선하였다. 재설계된 한국형 Falcon 9은 소모성 모드에서 최대 4.8톤의 탑재체를 500 km SSO까지, 지상 착륙 재사용 모드에서는 약 2톤의 탑재체를 SSO와 경사궤도에 모두 투입할 수 있다. Falcon 9의 재사용시 비용 절감 수준을 고려했을 때 한국형 재사용 발사체는 소모성 모드시 약 608억원, 재사용 모드시 약 213억원의 비용으로 운용이 가능할 것으로 예상된다.

Key Words: Methane Engine(메탄엔진), Conceptual Design(개념설계), Reusable Launch Vehicle(재사용 발사체), Mission Design(임무설계)

### Nomenclature

Received 6 December 2023 / Revised 25 March 2024 / Accepted 28 March 2024

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2023년도 추계학술대회(2023.11.29.~12.1,

경주 리한셀렉트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

ASDS : Automatous Spaceport Dronship

DRL : Down Range Landing

FFSC : Full Flow Staged Combustion

FRSC : Fuel Rich Staged Combustion  
 K-RLV : Korean Reusable Launch Vehicle  
 LEO : Low Earth Orbit  
 LV : Launch Vehicle  
 methalox : liquid methane-liquid oxygen  
 ORSC : Oxidizer Rich Staged Combustion  
 SSO : Sun Synchronous Orbit  
 RLV : Reusable Launch Vehicle  
 RTLS : Return To Launch Site

## 1. 서 론

SpaceX는 2023년 현재 미화 6,700만 달러라는 저렴한 가격으로 재사용 발사체 Falcon 9을 서비스하여 전세계 발사시장을 장악하고 있으며, 2022년 발사에 성공한 180회의 우주 발사체 중 총 61회의 발사체 성공함으로써 전세계 발사 횟수의 1/3 정도를 점유하고 있다[1]. Falcon 9은 국가 주도 방식으로 개발되었던 기존의 발사체와는 다른 특징을 가지고 있다. 대표적인 예는 한 종류의 엔진을 1단과 2단에 공통적으로 사용하였던 전략이다[2-3]. 하나의 엔진을 부스터와 상단에 공동으로 사용하는 것을 통하여 엔진 개발에 필요한 시간과 비용을 최대 절반 가까이 줄일 수 있었고, 이로 인해 발사체의 개발 사이클을 신속하게 당길 수 있었다. 이러한 장점으로 인하여 이후에 Rocket Lab은 Electron 발사체를, Relativity Space은 Aeon-1 발사체를 개발하면서 각각 한 종류의 엔진을 1단에 9개, 2단에 1개를 사용하는 동일한 전략을 취했고, 이를 통해 엔진 개발 리스크를 줄이고 개발 속도를 빠르게 진행할 수 있었다[4].

또한, Falcon 9은 1단과 페어링 재사용을 통해 비용을 줄이면서 다양한 임무를 구사할 수 있으며, Return To Launch Site(RTLS)이나 Automatable Spaceport Dronship(ASDS)라고 일컫는 Down Range Landing(DRL) 방식을 통하여 상황에 따라 다양한 탑재체를 탑재할 수 있다. 그리고 부스터에 9개의 엔진을 사용하여 엔진이 한 두 개가 꺼지더라도 임무를 달성할 수 있는 Engine-out

기능을 갖추어 2020년 3월 18일에 발사한 CRS-1 임무(83번째 발사)와 2021년 2월 16일에 발사한 60개의 스타링크 투입 임무(108번째 발사)에서 불완전하게 엔진이 꺼졌음에도 불구하고 임무를 완수하는 저력을 보여주었다[1].

이러한 SpaceX의 전략을 바탕으로 Lee 등[4]은 Falcon 9과 같은 발사체를 대한민국의 나로우주센터에서 발사하는 것을 가정하여, 메탄 다단연소 사이클 엔진을 사용하였을 경우, 케로신 다단연소 사이클 엔진을 사용하였을 경우, 케로신 가스발생기 사이클 엔진을 사용하였을 경우의 3가지 엔진 형태 타입, 각 엔진 종류당 3-4경우의 발사체 구조비를 적용하여 총 10가지 경우에 대한 재사용 발사체의 임무에 대한 연구를 수행하였다. 이러한 분석을 통해 35톤급 메탄 다단 엔진을 1단에 9개, 2단에 1개 사용하는 발사체가 한국의 아리랑 위성 수요를 감당할 수 있는 재사용 발사체인 것으로 나타났으며, 공통코어부스터를 사용하여 1단과 부스터에 총 27개의 35톤급 메탄엔진을 사용하면 천리안 위성 수요를 감당할 수 있는 정지궤도 발사체를 개발할 수 있는 것으로 나타났다[4,5]. 또한 35톤급 엔진은 Virgin Orbit과 같이 공중발사체용 엔진으로도 사용 가능하며, 공중발사를 통한 차세대 소형 위성을 발사할 수 있는 잠재성도 보여주었다[5]. 또한, 기존 연구[4]에서 동일한 재사용 임무를 수행할 수 있는 35톤급 메탄 다단연소 사이클 엔진과 44톤급 케로신 다단연소 사이클 엔진을 사용한 발사체의 경제성을 비교하였을 때, 대한민국 외나로도에서 발사하면 일본 오키나와를 피해가야 하는 지정학적인 어려움으로 인해 메탄 다단 엔진을 사용한 발사체는 6회 재사용 발사시 소모성 발사체에 비해 경제성을 가지고, 케로신 다단 엔진을 사용한 발사체는 24회 발사시 소모성 발사체에 비해 경제성을 가지는 것으로 나타나 케로신 발사체는 재사용에 따른 경제성이 거의 없는 것으로 나타났다. 즉, 한국형 재사용 발사체는 지정학적인 위치 때문에 미국 플로리다에서 발사하는 Falcon 9에 비해 많은 제약이 생길 수 밖에 없다[6].

본 논문에서는 35톤급 메탄 다단연소 사이클

엔진을 기반으로 재사용 발사체를 개발하기 위해서 엔진에 대한 개념설계, 발사체의 임무설계, 그리고 재사용 발사체의 개발 비용 및 서비스 비용을 추정하여 향후 대한민국에서 개발할 때 참고할 수 있는 전략적인 재사용 발사체의 모델을 제시하였다.

## 2. 재사용 발사체 엔진 개념설계

### 2.1 35톤급 메탄 엔진 사이클 검토 및 개념설계

세계 각국의 우주발사체 선도업체들에서는 자신들의 차세대 발사체에 사용될 다양한 사이클의 메탄 엔진을 개발하고 있다. SpaceX는 최고 성능을 자랑하는 전유동 다단연소(FWSC, full flow staged combustion) 사이클 엔진인 Raptor 엔진[7]을 개발하여 Starship의 비행시험을 진행하였고, Blue Origin과 Rocket Lab의 경우에는 산화제과잉 예연소기(pre-burner) 방식의 다단연소(ORSC, oxidizer rich staged combustion) 사이클[8]을, Rocket Propulsion Systems와 Ursa Major는 연료과잉 예연소기 방식의 다단연소 사이클(FRSC, fuel rich staged combustion)을 메탄 엔진의 사이클로 채택하였다[9]. 러시아의 경우 차세대 발사체 Amur의 엔진으로 ORSC와 Expander 사이클을 결합한 복합사이클 엔진(RD-0177)을 개발 중이다[10]. 유럽은 가스발생기 사이클을 가진 Prometheus 엔진을 차세대 엔진으로 선정하여 적극적으로 개발하고 있다[11]. 이처럼 각국의 기관과 기업들은 메탄을 연료로 사용하는 1단 엔진임에도 서로 다른 사이클의 엔진들을 개발하는 중이다. 이러한 상황은 개발 중인 발사체 시스템이 요구하는 기능과 성능의 요구조건이 상이하고, 각 기업의 여건, 기술 성숙도 및 경제적 관점 등에서 차이가 있기 때문이라고 판단된다.

이에 따라 35톤급 엔진 개발에 앞서 우리의 상황에 적합한 엔진 사이클에 대한 연구의 필요성이 대두되었다. 기존의 연구[4-6]에서 메탄 다단연소 사이클 엔진과 같은 높은 비추력을 갖춘 엔진이 오키나와를 피해서 1단을 착륙시켜야 하

는 우리나라의 환경에서 재사용시 경제적 이득이 있는 것으로 판단되었기 때문에, 본 연구에서 가스발생기 사이클 엔진은 사이클 비교 대상에서 제외되었다.

다단 사이클 엔진에 대한 비교 연구[12]의 결과 연료과잉 예연소기 방식의 다단연소 사이클(FRSC)이 신뢰성, 경제성, 안전성, 재사용 가능성 등에서 다른 두가지 방식(ORSC, FFSC)보다 우월한 것으로 평가되었다.

이러한 결과를 바탕으로 연료과잉 예연소기 방식의 다단연소 사이클 엔진에 대한 시스템 성능해석을 수행하였다. 엔진 시스템 성능은 추력(35 tonf)과 연소압(100 bar) 및 추진제 혼합비

Table 1. 35-tonf methalox engine system parameters.

Parameter	Value	Unit
Thrust (vac.)	35	tonf
Isp (vac.)	340	sec
Chamber pressure	100	bar
Engine O/F ratio	3.4	
Nozzle expansion ratio	24.5	
LOX mass flow rate	79.55	kg/s
1st LOX pump inlet pressure	5	bar
1st LOX pump outlet pressure	198	bar
1st LOX pump efficiency	0.69	
1st LOX pump power	1952	kW
2nd LOX pump mass flow rate	7.46	kg/s
2nd LOX pump inlet pressure	193	bar
2nd LOX pump outlet pressure	292.6	bar
2nd LOX pump power	254.9	kW
Fuel mass flow rate	23.40	kg/s
Fuel pump inlet pressure	4	bar
Fuel pump outlet pressure	367.6	bar
Fuel pump power	2960	kW
Fuel pump efficiency	0.67	
Preburner pressure	198.6	bar
Preburner O/F ratio	0.319	
Turbine inlet pressure	195.6	bar
Turbine outlet pressure	120	bar
Turbine power	5166.9	kW

(3.4)의 시스템 요구조건을 기준으로 해외 엔진 사례를 검토하여 이루어졌고, 엔진 구성품의 특성을 기술하는 대수 방정식들을 유량, 압력 및 동력 밸런스식으로 구성하여 MathCAD[13]를 이용하여 수렴해를 찾았다. Table 1은 엔진의 사이클 해석 결과이며, 연소압이 100 bar로 낮음에도 불구하고 고사양의 터보펌프 개발이 필요한 다단연소사이클의 특징을 보여준다.

엔진은 연료과잉 예연소기를 채택하여 모든 연료가 예연소기로 들어가서 2차 LOX 펌프에서 승압된 소량의 산화제와 연소한 후에 연소기로 진입한 이후 1차 LOX 펌프에서 승압된 산화제와 주연소실에서 추가 연소되는 방식이다. 터보펌프는 1축에 터빈-연료펌프-산화제 1차 펌프-산화제 2차 펌프가 부착된 형태를 기본안으로 하였다.

## 2.2 35톤급 메탄엔진 연소기 개념설계

35톤급 메탄 연료과잉 다단연소 사이클 엔진의 추력과 비추력 범위를 기준으로 연소기에 대한 개념설계를 진행하였다. Rocket Lab 차세대 발사체인 뉴트론의 Archimedes 엔진의 전략과 같이 필요한 경우 가스발생기 엔진으로 전환이 가능할 수 있도록 다단연소 사이클 엔진과 가스발생기 사이클 엔진의 경계에 있는 연소압인 100 bar의 요구조건을 갖는 35톤급 연소기의 개념설계를 진행했다. 100 bar 엔진은 Merlin 1D+ 엔진에서 사용하였던 압력범위와 비슷하며[2], 35톤급 100 bar 메탄 연소기의 경우 약 400 mm 직경 내에서 연소기 실린더부와 노즐목부가 제작 가능하여, 현재 일반적으로 많이 보급되고 있는 급속 프린터를 사용하여 3D 프린팅으로 비교적 저렴하게 제작이 가능할 것으로 판단되었다. 진공 추력 35톤급 지상용 연소기의 형상을 먼저 설계한 후 고공용 연소기는 지상용 연소기의 연소실 요구조건과 동일하게 설계했다(Fig. 1). 이는 Merlin 엔진을 1, 2단에 공통으로 사용하는 SpaceX의 Falcon 9 발사체의 1, 2단에 동일한 엔진을 사용하여 개발비를 줄이는 설계 방식이다. 한국형 발사체 누리호도 1단에 확대비 12인 75톤급 지상형 엔진을 사용하였고, 2단에는 확대비

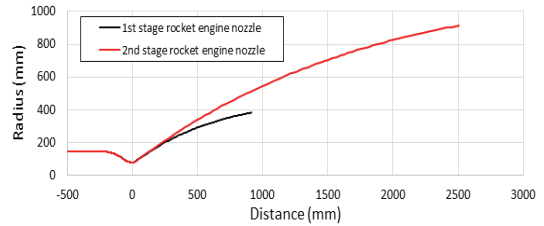


Fig. 1 Nozzle designs for 35-tonf ground and vacuum thrust chambers.

35인 고공형 엔진을 사용한 것도 동일한 설계방식이라고 할 수 있다.

Figure 1은 한국형발사체의 7톤 및 75톤 엔진의 연소기 노즐 설계를 위해 자체적으로 개발되어 검증된 설계 코드를 이용하여 35톤급 연소기 노즐 설계를 진행한 결과를 보여주고 있다. 그래프에서 35톤급 지상용 연소기(1st stage rocket engine nozzle)는 팽창비 24.5, 진공 추력 35톤에 진공 비추력 340초로 설계했고 고공용 연소기(2nd stage rocket engine nozzle)는 노즐 팽창비 141.2를 사용하여 지상용 연소기보다 진공 추력이 다소 높은 37.37톤에 363초의 진공 비추력을 가질 수 있도록 설계하였다.

이와 같은 성능 차이에도 지상/고공용 연소기는 100 bar의 연소압과 유량 조건등 유입구와 연소실의 작동 조건은 모두 동일하다. 고공용 연소기의 확대비를 141.2보다 더 증가시켜 엔진 비추력을 더 높일 수도 있지만, 현재 설계된 35톤급 연소기 챔버의 사이즈가 길이 2.5 m에 확대부의 직경이 1.8 m 정도로서(Fig. 1) 누리호 75톤급 2단 엔진에 해당하는 큰 사이즈였기 때문에, 이보다 더 큰 사이즈는 개발비용을 증가시키고, 발사체 무게를 증가시킬 가능성이 높아 연소기의 확대비와 비추력을 이 정도 선에서 결정하였다. 목표 연소 효율은 98% 수준으로 설정하였으며, 본 엔진은 케로신 엔진과는 달리 극저온 액체 메탄의 빠른 기화로 인해 추진체가 기체 상태로 빠른 혼합을 유도하여 연소효율 상승을 기대할 수 있다. Table 2는 한국형발사체 누리호의 7톤 및 75톤 엔진 설계/제작/시험에서 검증된 자체 기본 설계 코드를 활용하여 지상 및 고공용

Table 2. 35-tonf methalox combustor specifications.

Parameter	Value	Unit
Vacuum thrust of ground engine vacuum engine	35 37.37	tonf tonf
Specific impulse of ground engine vacuum engine	340 363	sec
C* efficiency	98	%
Contraction ratio	3.5	
Nozzle expansion ratio of ground engine vacuum engine	24.5 141.2	
Total mass flow rate	102.947	kg/s
LOX mass flow rate	79.550	kg/s
Fuel mass flow rate	23.397	kg/s
Chamber O/F ratio	3.4	
Chamber pressure	100	bar

연소기의 추력과 비추력 설계 결과를 보여준다.

한국형 발사체 누리호에 사용된 75톤 케로신 연소기의 연소압은 60 bar, 혼합비도 2.45로 본 설계안이 높다. 누리호 1단 엔진은 추력이 75톤으로 본 설계안이 약 절반 수준의 추력이므로 총 추진제 유량도 이에 비례하여 절반 수준으로 낮은 수준이다. 연소실 직경 대비 길이 비율로 보면 75톤 연소기는 약 2.3, 7톤 연소기는 약 1.3 수준이며 본 설계안에서는 1.7 수준이다. 과거 경험으로부터 75톤 연소기는 1T 모드 연소불안정 발현 문제가 있었고 7톤 연소기의 경우 1T1L 모드가 발생했던 사례를 볼 때, 본 설계안도 이와 유사한 연소불안정 문제가 대두될 수 있으므로 추후 헤드부 설계시 연소불안정 방지를 위한 배플 설계를 함께 고려할 예정이다.

### 3. 재사용 발사체 임무설계

#### 3.1 태양동기궤도(SSO) 임무설계

SpaceX의 Falcon 9은 1단의 착륙위치에 따라 RTLS(Return To Launch Site, 발사장으로 귀환)

와 DRL(Down Range Landing, 해상 바지선에 착륙)의 두 가지 방식으로 재사용 임무를 수행하고 있다. RTLS는 1단이 발사장으로 다시 돌아오기 때문에 착륙 즉시 다음 발사를 준비할 수 있으나, 1단의 비행방향을 발사장으로 다시 전환하는 과정에서 추가적인 추진제가 요구되어 결과적으로 DRL에 비해 발사체의 투입성능이 줄어들게 된다. Falcon 9은 페이로드의 중량 및 투입궤도에 따라 RTLS/DRL을 선택하여 운용하고 있다.

이전 연구에서, 국내 메탄 재사용 발사체는 DRL의 경우 지정학적 요건에 의해 500 km 이내 거리의 외나로도 남쪽 해상에 착륙되어야 하므로, 이를 제한조건으로 한 임무설계가 수행된 바 있다[5]. DRL은 투입성능 측면에서는 RTLS에 비해 유리하나, 해상운송 과정에서 시간과 비용이 소모되므로 발사횟수 측면에서는 다소 제약이 있다. 따라서 이번 연구에서는 메탄 재사용 발사체의 RTLS에 대한 태양동기궤도 임무설계를 수행하여 투입성능을 분석하였다.

메탄 재사용 발사체의 스테이징 설계안은 Table 3과 같다. 이전 연구[5]에서 제시된 발사체 구성안 대비 엔진의 비추력이 2장에서와 같이 소폭 변경됨에 따라 각 단의 추진제량, 건조중량도 일부 설계 변경되었으며, 2단의 경우는 구조비가 9%로 변경되었다. Falcon 9의 사례를 참고하여 단 분리 후 boost-back burn을 통해 1단을 발사장 방향으로 전환하고, 대기권 진입 단계에서 re-entry burn을 통해 속도를 감소시킨 뒤 착륙 직전 landing burn을 통해 속도를 영(0)으로 만들어 착륙하는 시퀀스를 설계하였다. 임무설계는 ASTOS 프로그램[14]을 사용하였으며, 최적화를 통해 목표궤도 및 각 시퀀스 별 제한조건을 만족하는 궤적을 설계하여 투입성능을 계산하였다. 설계결과 RTLS 시 500 km 태양동기궤도에 약 2,068 kg의 탑재체를 수송 가능하였으며, 1단의 귀환비행에 소모되는 추진제는 1단 전체 추진제의 약 12%인 22 ton 으로 계산되었다. Fig. 2는 설계된 발사체의 궤적을 나타내며, Fig. 3은 1단의 귀환궤적을 표시하기 위하여 3D-plot 형태로 표현한 궤적을 나타낸다.

Table 3. Staging of methalox reusable launch vehicle.

	1 <sup>st</sup> stage	2 <sup>nd</sup> stage	Fairing
Stage mass [kg]	200,000	33,625	1,250
Propellant mass [kg]	186,000	30,600	
Dry mass [kg]	14,000	3,025	
Mass ratio	0.07	0.09	
Vacuum thrust [tonf]	315	37.4	
Vacuum engine specific impulse [sec]	340	363	

Launch vehicle mass 234,875 kg (w/o payload)

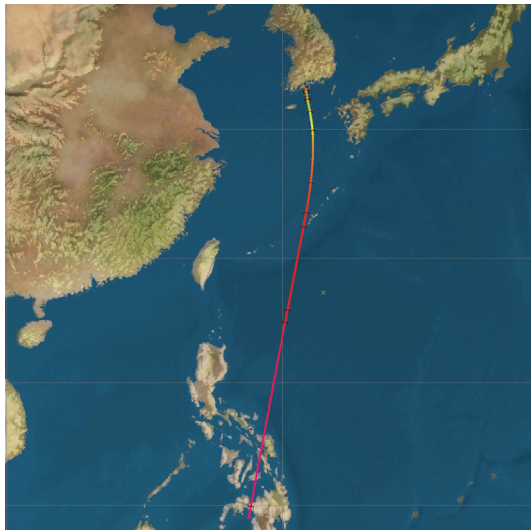


Fig. 2 Trajectory of K-RLV SSO mission.

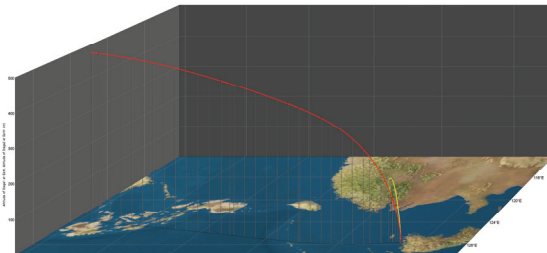


Fig. 3 3D-plot of trajectory (RTLS, SSO).

### 3.2 45도 지구 저궤도(LEO) 임무설계

45도의 저경사각 궤도의 경우 지상궤적(ground track)이 북위/남위 45° 이내에서 형성되므로 재

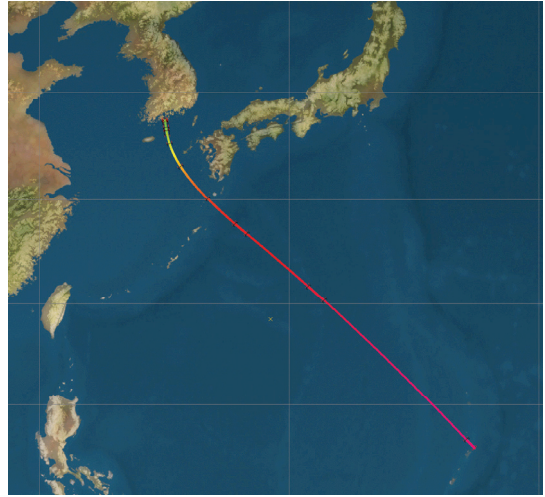


Fig. 4 Trajectory of K-RLV LEO mission.

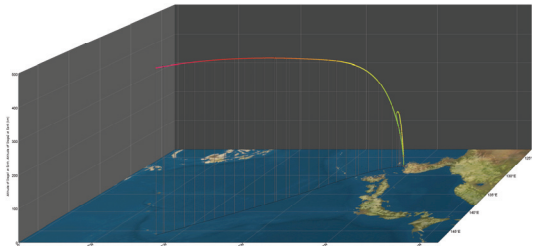


Fig. 5 3D-plot of trajectory (RTLS, LEO).

방문주기가 태양동기궤도와 같은 극궤도에 비해 짧은 장점이 있다. 이는 특히 군사적 목적에서 이점이 있으므로, 메탄 재사용 발사체의 45도 경사각 궤도투입 임무에 대해서도 임무설계를 수행하였다(Figs. 4-5). 착륙방식은 SSO 임무와 동일하게 RTLS를 사용하였으며, 2단 구간에서 45도 경사각 진입을 위한 요(yaw) 기동을 수행하되 순간 낙하점이 오키나와제도의 거주지역(섬)을 피하여 생성되도록 시퀀스를 설정하였다. 임무설계 결과 SSO와 비슷한 2,010 kg이 고도 500 km, 경사각 45도의 궤도에 투입 가능한 것으로 분석되었는데, 이는 요(yaw) 기동에 의한 스티어링 손실이 발생하지만 지구 자전속도 이득을 얻을 수 있기 때문에 결론적으로 SSO 투입임무와 비슷한 수준의 투입성능이 도출되었다고 볼 수 있다.

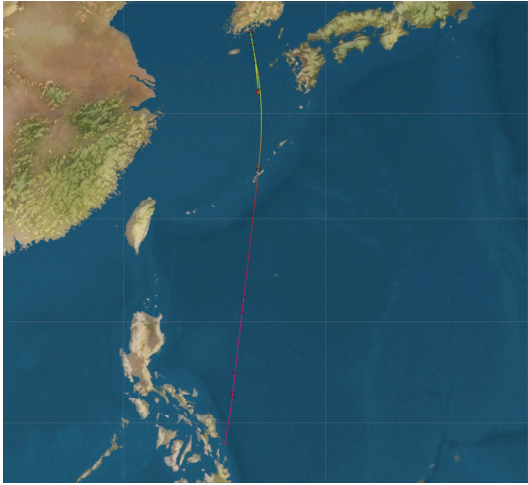


Fig. 6 Trajectory of K-RLV DRL mission (SSO).

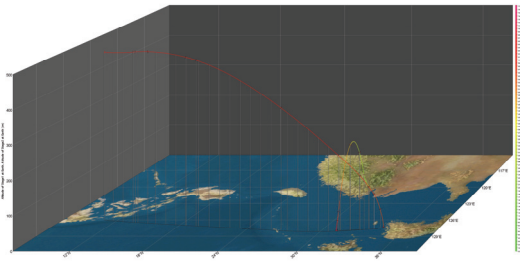


Fig. 7 3D-plot of trajectory (DRL, SSO).

### 3.3 DRL 방식 적용 임무설계

기존 연구에서 1단이 발사장으로부터 500 km 이내의 해역에 착륙하는 DRL 방식에 대한 임무설계를 수행한 바 있으나[5], 이번 연구에서는 2단의 구조비가 9%로 감소하였기 때문에 이를 적용하여 DRL 방식의 임무설계를 다시 수행하였다. 기본적인 시퀀스는 기존 연구와 같으며, 임무설계 결과 500 km의 SSO에 약 2,560 kg이 투입 가능한 것으로 계산되어 지상귀환 대비 24%의 투입성능 향상을 확인할 수 있었다.

그리고 귀환에 필요한 잔류 추진제량은 1단 추진제량의 약 9%인 17.4 ton으로 계산되었다. Figs. 6-7은 설계된 DRL 방식의 궤적이다.

경제적 관점에서 보았을 때 DRL 방식은 RTLS 방식에 비해 24%의 탑재체 투입성능이 향상되기 때문에 같은 재사용 발사체라고 하더라도 더 높은

효율을 보이지만, SpaceX에서는 DRL이 발생하여 바지선(droneship)을 통해 발사장까지 이송하는 비용을 밝히지 않고 있기 때문에, RTLS의 탑재체 중량당 비용과 DRL의 탑재체 중량당 비용 중 어떤 것이 저렴한지는 알 수 없다. 또한 탑재체가 발사체 최대용량만큼 매번 탑재되는 것은 아니기 때문에 SpaceX와 같이 탑재체 중량에 따라 RTLS와 DRL을 자유롭게 선택하는 것이 경제적인 관점에서도 유리하다.

## 4. 재사용 발사체 경제성

35톤급 엔진 9개를 1단 부스터에 사용하고, 고공용 엔진 1개를 상단에 사용하는 재사용 발사체의 경제성을 확인하기 위해 TransCost 8.2[15] 및 SOLSTICE[16]를 사용하여 비용을 추정하였다.

### 4.1 TransCost를 통한 발사체 비용 예측

TransCost 8.2[15]를 통하여 재사용 발사체의 개발 비용 및 비행당 비용을 추정하였으며, 비용 추정을 위해 스테이징 결과인 Table 3을 이용하였다.

재사용 발사체 본체 개발 비용은 아래와 같으며, 단위는 WYr(Work Year)이다.

$$H_V = 803.5M_V^{0.385}f_1f_2f_3f_8f_{10}f_{11} \quad (1)$$

여기서  $M_V$ 는 엔진 중량을 제외한 발사체 건조 중량(kg)을 의미하며,  $f_1$ 은 기술 개발 인자,  $f_2$ 는 기술 질적 수준 인자,  $f_3$ 은 팀 경험 인자,  $f_8$ 은 국가별 생산성 인자,  $f_{10}$ 은 기술 진보에 따른 비용 절감 인자,  $f_{11}$ 은 상업 생산에 따른 비용 절감 인자를 의미한다. 터보펌프 방식 액체 엔진 개발 비용은 아래와 같으며, 단위는 WYr이다.

$$H_E = 277M_E^{0.48}f_1f_2f_3f_8 \quad (2)$$

여기서  $M_E$ 은 액체 엔진 중량(kg)을 의미한다.

Table 4. Input values for development cost estimation.

Factor	Value
$f_0$	$1.04^N$ (N=2: Number of stages)
$f_2$	1. Stage: $f_2 = k_{ref}/k_{eff}$ (1) $k_{ref}$ : from Fig. 2-32 of [15] (2) $k_{eff} = (M_n - M_E)/M_p$ $M_n$ : Dry mass of liquid stage (with engine, residual propellant) (kg) $M_p$ : Consumed propellant mass (kg)
	2. Engine: $f_2 = 0.026(\ln(N_Q))^2$ $N_Q$ : Number of qualification firings (1) Liquid engine for stage 1: $N_Q=300$ (2) Liquid engine for stage 2: $N_Q=150$
$f_1=1.2$ $f_3=0.8$ $f_6=1$ $f_7=2^{0.2}$ $f_8=0.56$ $f_{10}=0.8$ $f_{11}=1$	
100M₩/WYr = 1.741 (fiscal year 2021, [17]) ((R&D expenses)/(number of researchers))	

Table 5. Results of  $f_2$  of the liquid stages.

Stage	$M_n$ (kg)	$M_E$ (kg)	$M_p$ (kg)	$k_{ref}$	$k_{eff}$	$f_2$
1	36,320	3,150	186,000	0.0501	0.1783	0.2811
2	3,025	400	30,600	0.0842	0.0858	0.9813

재사용 발사체의 개발 비용을 계산하기 위해 입력한 값과 수식은 Table 4와 같으며, 여기서  $f_0$ 은 체계종합 인자,  $f_6$ 은 일정 지연 비용상승 인자,  $f_7$ 은 참여업체 비용상승 인자, 100M₩은 1억원을 의미한다. Table 4에 액체 본체의  $f_2$ 를 계산하기 위한 수식이 포함되어 있으며, 이를 이용하여 액체 본체의  $f_2$ 를 계산한 결과는 Table 5와 같다. Eq. 1과 Eq. 2를 이용하여 계산한 액체 본체와 엔진의 개발 비용을 계산한 결과는 Table 6과 같으며, 재사용 발사체의 개발 비용과 페이로드 1 kg 당 개발 비용을 계산한 결과는 Table 7과 같다.

발사체의 비행당 비용은 발사체 제작비용과 운용비용을 더해서 계산하였다. 운용비용은 직접비 (① 지상 운용비용, ② 비행/임무시 운용비

Table 6. Results of estimating the development costs of the liquid stages and engines.

Stage	$M_V$ (kg)	$H_V$ (WYr)	$H_E$ (WYr)
1	8,990	3,233.4	6,017.7
2	3,569	7,908.2	1,724.6

Table 7. Results of estimating the development costs and development costs per 1 kg of payload.

Stage	Payload (kg)	Development cost		
		$C_D$ (WYr)	(100M₩)	(100M₩/kg)
1	-	6,436.5	11,205.9	-
2	-	6,702.1	11,668.4	-
Total	2,068	13,138.6	22,874.4	11.06

용, ③ 추진제 비용, ④ 이송료, ⑤ 발사장 임대료 및 보험료)와 ⑥ 간접비를 더하여 계산하였다. 발사체 본체 제작비용은 다음과 같으며, 단위는 WYr이다.

$$F_V = 1.265 M_V^{0.59} f_4 f_8 f_{10} f_{11} \quad (3)$$

여기서  $f_4$ 는 학습에 의한 비용 절감 인자를 의미한다. 최신 액체 엔진의 제작비용은 다음과 같고, 단위는 WYr이다.

$$F_E = 1.2 M_E^{0.535} f_4 f_8 f_{11} \quad (4)$$

재사용 발사체의 제작비용을 계산하기 위해 입력한 값은 Table 8과 같으며, 여기서  $f_9$ 는 협력 업체 수에 따른 비용 증가 인자를 의미한다. 1단을 10회 재사용하는 것으로 가정하였으며, 50기 양산[16]으로 가정하였다. Eqs. 3-4를 이용하여 계산한 발사체 본체와 엔진의 발사 1호기 제작비용과 50기 양산 시 평균 제작비용을 계산한 결과는 Table 9와 같다.

재사용 발사체 발사 1호기 제작비용과 50기 양산시 평균 제작비용을 계산한 결과는 Table 10과 같다. 여기서 “New launcher”는 50기를 양



Table 8. Input values for manufacturing cost estimation.

Factor	Value
$f_0$	1.03
$f_4$	0.81 (p=0.9, 9 units (engines of stg. 1)) 0.64 (p=0.9, 50 units (stage 2)) 0.87 (p=0.9, 50/10 units (stage 1)) 0.65 (p=0.9, 50/10×9 units)
$f_9$	1.02 (Scope of Subcontracts = 20%, Subcontractors' Profit = 10%[15])

Table 9. Estimated manufacturing costs of the first flight models and average manufacturing costs of the liquid stages and engines (50 units).

Stage	1 flight		50 flights	
	$F_V$ (WYr)	$F_E$ (WYr)	$F_V$ (WYr)	$F_E$ (WYr)
1	121.92	40.50	105.81	32.63
2	70.69	16.58	45.44	10.66

Table 10. Estimated manufacturing costs of the first flight models and average manufacturing cost of the reusable launchers (50 units, 100M₩).

Stage	1 flight	50 flights	
		New launcher	Average
1	306.0	260.8	53.8
2	164.4	105.7	105.7
Total	470.4	366.5	159.5

산하는 동안 1단과 2단 모두 신규 제작을 한 경우에 대한 결과이며 "Average"는 50기 양산에 대한 평균 결과이다.

#### 4.1.1 지상 운용비용

발사체의 지상 운용비용을 계산하기 위한 수식은 다음과 같으며 단위는 WYr이다.

$$C_P = 8M_0^{0.67}L^{-0.9}N^{0.7}f_v f_c f_4 f_8 f_{11} \quad (5)$$

여기서  $M_0$ 는 발사체 이륙 중량(ton)을 의미하고,

$L$ 은 연간 발사 횟수를 의미하며,  $f_v$ 는 발사체 종류 인자를 의미하고,  $f_c$ 는 조립 및 통합 인자를 의미한다.

#### 4.1.2 비행 및 임무 운용비용

발사체의 비행 및 임무 운용비용을 계산하기 위한 수식은 다음과 같으며 단위는 WYr이다.

$$C_m = 20(\sum Q_N)L^{-0.65}f_4 f_8 \quad (6)$$

여기서  $Q_N$ 은 발사체 복잡도 인자를 의미한다.

Eq. 5를 이용하여 지상 운용비용을 계산하기 위해 입력한 값과 Eq. 6을 이용하여 비행 및 임무 운용비용을 계산하기 위해 입력한 값은 Table 11과 같다.

#### 4.1.3 추진제 비용

추진제 1 kg 당 비용은 Table 12와 같고, 추진제 중량 계산을 위해 필요한 액체 엔진의 혼합비는 O/F=3.4로 적용하였다. 계산된 추진제의 중량과 비용은 Table 13과 같다.

Table 11. Input values for ground operating cost, flight and mission operating cost estimation.

Factor	Value
$M_0$ (ton)	259.26
$L$	7
$f_v$	1
$f_c$	0.7
$\sum Q_N$	0.8
Operating cost factor considering reuse = 1.25	

Table 12. Propellant costs per 1 kg.

Propellant	cost (₩/kg)
Methane	1,000
Liquid oxygen	170
Helium	167,943

Table 13. Calculated propellant masses and costs.

		Value
Mass (kg)	Methane	49,720
	Liquid oxygen	169,046
	Helium	390
Cost (100M₩)	Methane	0.50
	Liquid oxygen	0.29
	Helium	0.65
	Total	1.44

4.1.4 이송료

1 kg 당 발사체 이송료를 5.365 €[16]로 가정하였고, Table 11에 있는  $M_0$ 와  $k€/WYr = 325.664$  (fiscal year = 2021, [18])을 이용하여 단위를 WYr로 이송료를 계산한 후 Table 4를 이용하여 단위를 원으로 변환하여 이송료를 계산하였다.

4.1.5 발사장 임대료 및 보험료

소형발사체 발사장 임대료 및 보험료 추정치인 6.5억원[19]에 발사장 임대료 및 보험료가 발사체 이륙중량과 비례한다고 가정하여 계산하였다. 이때, 소형발사체의 이륙중량인 53.32 ton[19]과 Table 11의 재사용 발사체의 이륙 중량값을 이용하였다.

4.1.6 간접비

발사체의 간접비를 계산하기 위한 수식은 다음과 같으며 단위는 WYr이다[15-16].

$$IOC = (33S + 32)L^{-0.379} \quad (7)$$

여기서  $S$ 는 하청 업무 비율을 의미하며 SOLSTICE 자료[16]을 참고하여 0.2로 가정하였다.

발사 1호기의 운용비용과 50기 양산 시 평균 비용을 계산 결과는 Table 14와 같다. 여기서 “Expendable”은 재사용을 위해 추가되는 비용을 고려하지 않은 결과이며, Reusable은 재사용을 고려한 결과이다.

Table 14. Estimated operating costs of the first flight models and average operating cost of the launchers (100M₩).

	1 flight	50 flights	
		Expendable	Reusable
① Ground Op.	63.75	40.98	51.23
② Flight & mission	4.40	2.83	3.54
③ Propellant	1.44	1.44	1.44
④ Transportation	4.16	4.16	5.21
⑤ Fees & Insurance	31.61	31.61	39.51
Direct Operating	105.37	81.02	100.92
⑥ Indirect Operating	32.14	32.14	40.18
Operating Cost	137.51	113.17	141.10

4.2 SOLSTICE를 통한 발사체 비용 예측

SOLSTICE[16]는 “Small Orbital Launch Systems, a Tentative Initial Cost Estimate”의 약어로 ESA의 비용 엔지니어인 Drenthe가 TU Delft에서 개발한 상업용 소형발사체의 비용 추정 모델이다. SOLSTICE에서는 각 구성품의 비용을 계산하기 위한 데이터인 질량 값을 입력하여 먼저 비행 1호기 비용을 계산하며, 그 결과를 이용하여 개발비와 양산비를 계산한다. 그리고, 운용비는 TransCost 8.2를 이용하여 계산하며, 비행당 개발비와 양산비와 운용비를 모두 더하여 비행당 비용을 계산한다. 비행당 비용 계산 시 개발비를 외부에서 지원받는 경우는 제외처리 가능하며 본 논문에서도 제외하였다.

발사체 비용을 SOLSTICE로 계산하기 위해 SOLSTICE[16]를 참고하여 입력한 값은 Table 15와 같으며, TransCost로 계산한 결과와 함께 정리한 결과는 Table 16과 같다. TransCost 8.2로 계산한 결과 발사 1호기의 발사당 비용은 608 억원으로 추정되며, 1단을 10회 재사용하여 총50회 발사 시 평균 발사당 비용은 301 억원으로 추정된다. SOLSTICE는 상업용 소모성 소형 발사체의 비용을 추정하기 위한 모델로서 재사용

Table 15. Input values for cost estimation using SOLSTICE.

Factor	Value	Note
$M/PA\%$	5.3%	Management & Product Assurance contribution as a percentage of the theoretical first unit[16]
$DD$	5	Design and Development T1 Equivalent: $DD = 3 + \Delta TRL = 5$
$STH$	3.1	System Test Hardware T1 Equivalent: $DM(0.3)+EM(1.3)+PFM(1.5)$ [16]
$p$	0.9	Learning factor[16]
$c_p$	0.97	Cost reduction factor[16]
$f_s$	0.56	Country productivity factor

Table 16. Estimated development cost, cost per launch of the first flight model and average cost per launch of the launchers (100M₩).

Cost	TransCost 8.2		SOLSTICE	
	1 flight	50 flights	1 flight	50 flights
Development	22,874.4	-	1,698.3	-
- Stage 1	11,205.9	-	1,135.0	-
- Stage 2	11,668.4	-	563.3	-
Manufacturing	470.4	159.5	252.9	70.0
- Stage 1	306.0	53.8	191.3	30.4
- Stage 2	164.4	105.7	61.6	39.6
Operating	137.5	141.1	108.8	118.0
CpF	607.9	300.6	361.7	188.1

발사체의 개발 비용 추정에는 적합하지 않기 때문에 SOLSTICE로 계산한 비용이 TransCost로 추정된 결과보다 작은 것으로 판단된다.

#### 4.3 Falcon 9의 예를 통한 재사용시 발사체 비용 예측

재사용 발사체의 경제성에 대해서는 많은 논란이 있었지만, Falcon 9이 2023년 9월까지 17회 재사용 발사에 성공함으로써 재사용 발사체의 경제성에 대해 의문을 품는 분위기는 이제 거의

없는 것으로 보인다. 2020년, Falcon 9의 경제성에 대해서 논란이 많았을 시점에 Roscosmos의 책임자였던 Dmitry Rogozin은 SpaceX가 Falcon 9을 실제 발사 가격 대비 30% 정도 덤핑한다고 비난하였고, 이에 대해 SpaceX의 Elon Musk는 Falcon 9은 80% 정도를 재사용하기 때문에 덤핑이 아니라고 하였다[20]. 2020년 당시 Falcon 9의 발사비용은 \$62M였고, 30% 더 비싸다는 Dmitry Rogozin의 말이 맞다면 Falcon 9의 소모성 발사시 발사 비용은 \$62M의 1.3배인 약 \$80M에 해당한다고 할 수 있다. 비슷한 시기에 SpaceX의 발사체 통합(vehicle integration) 총책임자였던 Christopher Couluris는 재사용 Falcon 9을 재사용할 때 약 \$28M 정도의 비용이면 충분하다고 하였다[21]. 이 비율로 따져볼 때 소모성 발사체 대비 재사용 발사체의 상대 비용은 \$28M/\$80M으로서 약 35%정도에 해당하는 것으로 예상되었다.

또한, Musk는 1단이 전체 발사 비용의 60%에 가깝고, 2단은 약 20%정도, 페어링은 약 10%, 발사비용은 약 10% 정도라고 이야기했다. 또한, Elon Musk는 Falcon 9을 재사용할 때 최대한 낮은 한계 비용을 \$15M, 그리고 1단 부스터를 리퍼비시 하는데 소요되는 최소 비용을 \$1M으로 제시하였으며, 부스터 리퍼비시에 필요한 비용은 부스터 비용의 10% 보다 낮다고 하였다[21]. 여기서 Musk가 말한 내용을 종합해 볼 때, 부스터 비용 60%의 10%이하라면 약 6%이하의 비용이 부스터 리퍼비시에 들어가고, 페어링의 리퍼비시 비용이 매우 낮다고 한다면, 소모성의 상단 20%와 발사비용 10%를 합하여 약 36% 이하의 비용이 재사용 발사체의 비용으로 소모된다고 할 수 있다. 이것은 이전에 Christopher와 Dmitry의 내용에서 종합한 35%에 유사한 수치임을 알 수 있다. 또한 Falcon 9의 재사용시의 한계 비용은 재사용 발사시에도 궤도에 버려지는 2단 비용(발사 비용의 20%)이라고 할 수 있으며 \$80M의 20%는 \$16M 이므로 Musk가 이야기한 \$15M과 유사하다고 할 수 있다.

또한, Tory Bruno(United Launch Alliance의 CEO)는 Falcon 9이 9번째 재사용 발사에 성공하였을 때, 10번 정도 재사용해야 재사용 발사체가

경제적이라고 주장하였으나[22], Elon Musk는 실제로 부스터와 페어링의 재사용으로 인해 발생하는 탑재체 질량의 감소되는 정도가 40% 이하이기 때문에, 대략 2번의 비행 및 착륙을 하게 되면 소모성과 재사용의 비용이 비슷해지고, 3번째에서는 재사용 발사체의 비용이 확실히 낮아져 경제적이라고 하였다[21]. 재사용 비용이 소모성 비용의 35% 수준이라는 것들을 기존의 내용을 통해 알 수 있었기 때문에, 2020년 당시 Falcon 9의 소모성 발사 비용을 \$80M(100%), 2번째 발사 비용을 \$28M(35%)라고 한다면 1회 재사용 회수 후 2회째 발사비용은 총 135%라고 할 수 있다. 이 때, 소모성 발사시 탑재체 중량을 100%라고 하였을 때, 재사용 발사시 탑재체 중량은 소모성의 60% 이상을 실을 수 있다고 하였으며, 평균 약 65% 정도로 탑재체를 실을 수 있다고 가정하면, 1회 발사후 부스터를 회수한 후 다시 재사용 부스터를 발사하고 회수하면 탑재체는 2회에 총 130%를 발사할 수 있다. 따라서 2회시 발사비용 135%에 탑재체를 130% 실을 수 있으므로 Elon이 말한 소모성과 재사용 비용이 비슷해지는 효과가 나타나며, 3회 발사시 재사용이 170%, 탑재체 중량이 195%로 늘어나 재사용이 확실히 이익이 나는 것들을 확인할 수 있다(Table 17). 따라서 재사용시 발사비용은 소모성의 35%에 해당한다는 것들이 이러한 증거들로서 확인이 된다.

Falcon 9은 1단과 2단의 중량이 각각 445톤과

116톤으로 1단이 총 중량의 약 78%, 2단이 총 중량의 20% 정도인데, 35톤급 메탄엔진을 사용한 재사용 발사체는 1단과 2단의 중량이 각각 200톤과 33.6톤으로 1단이 총 중량의 약 85%, 2단이 총 중량의 14% 정도가 되어 1단의 비용에 대한 비율이 더 높다고 할 수 있다. 따라서 2단을 소모성으로 버리고 1단과 페어링을 재사용하는 Falcon 9과 같은 형태의 재사용 운용시, 35톤 엔진 사용 재사용 발사체는 재사용 비용에 대한 비율이 Falcon 9의 35%보다 더 저렴하게 되어있는 구조이다. 따라서 재사용 비용의 비율을 35%로 보는 것은 보수적인 접근이라고 할 수 있다. 35톤급 메탄엔진을 사용한 재사용 발사체를 개발시 TransCost 8.2를 사용하였을 때 소모성 발사체 1기 발사 비용은 약 607.9억원(Table 15)로 예상되기 때문에, Falcon 9의 재사용 비용 비율인 35%를 대입하면 재사용 발사시 예상되는 비용은 약 212.8억원으로 추정된다. SOLSTICE를 사용하였을 때 소모성 1기의 비용 약 361.7억이며, 마찬가지로 35%의 비용이 재사용에 들어간다고 생각했을 때, 126.6억 정도로 재사용을 할 수 있을 것으로 파악된다. 보수적으로 접근하였을 때 TransCost의 비용으로 접근하는 것이 올바른 것으로 판단되며, 회수된 1단과 페어링을 사용하여 약 213억원으로 재사용 발사를 수행할 수 있을 것으로 판단된다.

## 5. 결 론

본 연구에서는 35톤급 메탄엔진을 기반으로 한 Falcon 9 형태의 메탄 재사용 발사체의 엔진 개념설계와 임무설계를 진행하였으며, 개발시 필요한 비용 및 재사용 경제성에 대해서 비교하였다.

- (1) 한국형 재사용 발사체 부스터의 지상용 엔진은 35톤의 진공 추력, 340초의 진공 비추력을 가진 연소압 100 bar에 노즐 확대비 24.5의 연료과잉 다단연소 사이클 엔진으로 설계하였다.
- (2) 한국형 재사용 발사체 상단의 고공용 엔진은

Table 17. Cumulative payload and cumulative cost of the Falcon 9 over flight.

# Launch	Falcon 9			
	Cost	Acc. cost	Payload	Acc. payload
1	100%	100%	65%	65%
2	35%	<b>135%</b>	65%	<b>130%</b>
3	35%	170%	65%	195%
4	35%	205%	65%	260%
5	35%	240%	65%	325%
6	35%	275%	65%	390%

지상용 엔진과 동일한 실린더부를 가진 37.4톤의 진공 추력, 363초의 진공 비추력을 가진 연소압 100 bar에 노즐 확대비 141.2의 동일 사이클 엔진으로 설계하였다.

- (3) 한국형 재사용 발사체의 1단 구조비는 7%, 2단 구조비는 9%로 설계하였으며, SSO 500 km 기준 지상 귀환을 하였을 때 투입 성능은 2,068 kg으로, 45도 LEO 500 km 기준 지상 귀환을 하였을 때 투입성능은 2,010 kg으로 두 궤도상 투입 성능의 차이가 크지 않았다.
- (4) 한국형 재사용 발사체를 SSO 500 km 기준 해상 착륙을 하였을 때 투입 성능은 2,560 kg으로 지상 귀환 착륙에 비해 약 24% 투입 성능이 올라가는 것들을 확인할 수 있었다.
- (5) 한국형 재사용 발사체의 경제성을 확인하기 위해 TransCost 8.2를 사용한 결과 1회 발사시 607.9억원, 1단을 10회 재사용 하여 50회 발사시 평균 300.6억원의 발사비용이 소요되는 것으로 나타났으며, SOLSTICE 계산시 1회 발사시 361.7억원, 50회 발사시 평균 188.1억원의 발사 비용이 소요되는 것으로 나타났다.
- (6) Falcon 9에 대해서 Elon Musk의 발언 등을 종합해 보았을 때 재사용 발사 비용은 소모성 발사체의 발사 비용에 비해 약 35% 수준인 것으로 예상되며, 이 비율을 대입하였을 때 한국형 재사용 발사체의 재사용 발사시 예상되는 비용은 보수적인 TransCost 8.2의 소모성 비용 기준 약 213억원으로 추정된다.

#### References

1. "Falcon 9," retrieved 10 June 2023 from [https://en.wikipedia.org/wiki/Falcon\\_9](https://en.wikipedia.org/wiki/Falcon_9).
2. 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*, Busan, Korea, pp. 249-257, Dec. 2018.
3. 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.
4. Lee, K.O., Lee, J., Park, S.Y., Roh, W.R., Im, S.H., Nam, G.W. and Seo, D., "Korean Reusable Launch Vehicle Development Strategy using SpaceX's Strategy," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 25, No. 3, pp. 101-112, 2021.
5. Lee, K.O., Seo, D., Lim, B., Lee, J., Park, J., Choi, S. and Lee, K., "Falcon 9 Type Korean RLV and GTO-LV Mission Design," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 26, No. 3, pp. 32-42, 2022.
6. Lee, K.O., Seo, D. and Lee, J., "Comparison of Economic Feasibility of Falcon 9 Type Methane Launch Vehicle and Kerosene Launch Vehicle," *The Fall Conference of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Jeju, Korea, pp. 438-439, Nov. 2022.
7. "SpaceX Raptor," retrieved 20 March. 2024 from [https://en.wikipedia.org/wiki/SpaceX\\_Raptor](https://en.wikipedia.org/wiki/SpaceX_Raptor)
8. "Staged combustion cycle," retrieved 20 March. 2024 from [https://en.wikipedia.org/wiki/Staged\\_combustion\\_cycle](https://en.wikipedia.org/wiki/Staged_combustion_cycle)
9. "U.S. rocket propulsion company URSA MAJOR announces new engine to displace now unavailable Russian-made propulsion sources," retrieved 20 March. 2024 from <https://www.ursamajor.com/media/press-release/ursa-major-announces-heavy-launch-rocket-engine-arroway>
10. "RD0177," retrieved 20 March. 2024 from <https://kbbkha.ru/deyatel-nost/raketnye-dvigateli-ao-kbha/rd0177/>
11. "Prometheus engine," retrieved 20 March. 2024 from [https://www.ariane.group/wp-content/uploads/2020/06/Prometheus\\_2020\\_05\\_DS\\_EN\\_Web.pdf](https://www.ariane.group/wp-content/uploads/2020/06/Prometheus_2020_05_DS_EN_Web.pdf)

12. Kim, C.W. and Park, J.S., "Comparison and Characteristics of Various Staged Combustion Cycles of Liquid Rocket Engine", *The Fall Conference of The Korean Society of Propulsion Engineers*, Busan, 2022.
13. <https://www.mathcad.com>
14. "ASTOS" retrieved 19 March 2024 from [https://astos.de/index.php?query\\_string=products/astos](https://astos.de/index.php?query_string=products/astos).
15. Dietrich, E.K., *Handbook of Cost Engineering and Design of Space Transportation Systems*, 8.2 ed., TCS-TR-200, TransCostSystems (TCS), Ottobrunn Germany, 2013.
16. Drenthe, N.T., *SOLSTICE: Small Orbital Launch Systems, a Tentative Initial Cost Estimate*, TU Delft, 2016.
17. *Survey of Research and Development in Korea 2021*, Ministry of Science and ICT, 2023
18. Vera-Cruz, G., *Reliability and Cost Modeling of Reusable Launch Vehicles: Predicting, Preventing and Mitigating the Cost of Failure*, TU Delft, 2022.
19. Choi, S.H., Lee, K. and Lim, S.H., "Cost Estimation of Small-Lift Launchers using TransCost and SOLSTICE," *The Spring Conference of The Korean Society of Propulsion Engineers*, Jeju, Korea, pp. 99-111, May 2022.
20. "Russia will cut space launch prices by 30 percent in response to SpaceX predatory pricing," retrieved 12 Apr. 2020 from [https://www.spacedaily.com/reports/Russia\\_will\\_cut\\_space\\_launch\\_prices\\_by\\_30\\_percent\\_in\\_response\\_to\\_SpaceX\\_predatory\\_pricing\\_99.html](https://www.spacedaily.com/reports/Russia_will_cut_space_launch_prices_by_30_percent_in_response_to_SpaceX_predatory_pricing_99.html)
21. "SpaceX: Elon Musk breaks down the cost of reusable rockets," retrieved 21 Aug. 2020 from <https://www.inverse.com/innovation/spacex-elon-musk-falcon-9-economics>.
22. "SpaceX: Elon Musk breaks down the cost of reusable rockets," retrieved 21 Aug. 2020 from <https://www.inverse.com/innovation/spacex-elon-musk-falcon-9-economics>.