



Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.5.141>

## 경량화에 의한 한국형발사체 궤도투입성능 향상 분석

김혜성<sup>a</sup> · 양성민<sup>a</sup> · 최정열<sup>a,\*</sup>

### Analysis of Orbit Injection Performance of KSLV-II by Weight Reduction

Hye-Sung Kim<sup>a</sup> · Seong-Min Yang<sup>a</sup> · Jeong-Yeol Choi<sup>a,\*</sup>

<sup>a</sup>Department of Aerospace Engineering, Pusan National University, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [aerochoi@pusan.ac.kr](mailto:aerochoi@pusan.ac.kr)

#### ABSTRACT

A trajectory analysis program was developed to predict KSLV-II (Korea Space Launch Vehicle-II) performance with the reducing weight. The program estimates the LEO (Low Earth Orbit) / SSO (Sun-Synchronous Orbit) injection performance, which is determined as payload weight for the orbits, with decreasing the structural ratio or increasing rocket engine power. It is expected that the KSLV-II can transport up to 4.5 tons, 3 tons of space payloads at LEO, SSO with a reduced structural ratio by 60% of the original. It also shows that the KSLV-II can transport up to 3.65 tons at SSO by applying advanced engines of 90 tonf, 10 tonf class with the reduced structure.

#### 초 록

발사체 경량화에 따른 한국형발사체 투입성능 예측을 위해 궤적계산 프로그램을 작성하였다. 이 프로그램을 이용하여 단 별 구조비 감소 및 엔진 성능 개선에 따른 지구 저궤도 및 태양동기궤도 투입성능을 추정하였으며, 목표궤도에 투입 가능한 페이로드 중량을 성능 판단지표로 두었다. 한국형발사체의 구조비를 기존 대비 60% 수준까지 경량화 할 경우, 지구 저궤도 및 태양동기궤도에 최대 4.5톤, 3톤의 우주화물을 수송할 수 있을 것으로 보인다. 구조 경량화와 함께 90톤급, 10톤급의 개선 엔진을 탑재할 경우 태양동기궤도에 최대 3.65톤의 페이로드를 투입할 수 있다.

Key Words: KSLV-II(한국형발사체), Structural Ratio(구조비), Trajectory Analysis(궤적해석)

#### Nomenclature

$\alpha$  : angle of attack  
 $\beta$  : side slip angle  
 $\gamma$  : flight path angle  
 $\delta_{kick}$  : kick turn rate  
 $\epsilon_s$  : structural ratio

Received 29 August 2017 / Revised 2 May 2018 / Accepted 6 May 2018

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers  
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

- $\lambda$  : latitude angle
- $\mu_E$  : standard gravitational parameter
- $\rho$  : air density
- $\chi$  : azimuth angle
- $\omega_E$  : angular velocity of earth
- $i$  : inclination angle
- $m$  : mass
- $q$  : dynamic pressure
- $v$  : relative velocity
- $v_i$  : inertial velocity (earth-fixed coordinate)
- $\Lambda$  : longitude angle
- $D$  : drag force
- $H$  : altitude from sea-level
- $L$  : lift force
- $R_E$  : earth radius
- $T$  : thrust force

### 1. 서 론

냉전 시절 우주개발에 대한 경쟁 속에서 여러 선진국은 위성과 발사체 개발에 노력해왔으며, 이와 같은 흐름은 현재 우주시장의 확대로 이어지고 있다. 러시아와 함께 관련 기술을 선도하던 미국은 과거 국가기관 주도에서 벗어나, 민간기업의 우주산업 진입과 참여를 독려하고 있다. 대표적으로 미 항공우주국(NASA, National Aeronautics and Space Administration)은 상업용 궤도 운송 서비스(COTS, Commercial Orbital Transportation services)와 상업용 재보급 서비스(CRS, Commercial Resupply Services) 등의 프로그램을 진행하며,

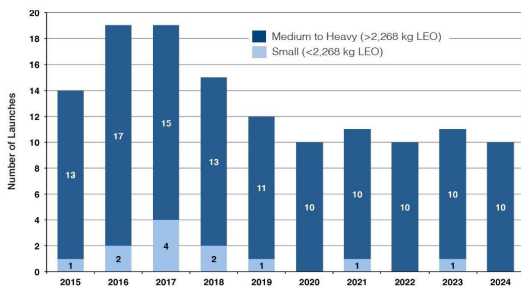


Fig. 1 Launch vehicle projections at LEO/SSO[2].

SpaceX를 비롯한 민간 우주기업들을 지원하고 있다[1].

미 연방항공청(FAA, Federal Aviation Administration)이 발표한 2015 Commercial Space Transportation Forecasts[2]에 따르면, 2015년부터 2024년까지 정지궤도 이외 우주발사가 총 131회 이루어질 것으로 보인다. Fig. 1에 따르면 이 중 약 91%를 차지하는 대부분의 수요는 지구 저궤도(이하 LEO, Low Earth Orbit) 기준 2,268 kg 이상 화물을 투입할 수 있는 중/대형 발사체가 차지한다. 이에 따라 비교적 무거운 화물을 지구 저궤도(LEO) 혹은 태양동기궤도(이하 SSO, sun-synchronous orbit)에 투입할 수 있는 발사체의 필요성이 증가할 것으로 기대된다.

차세대 발사체 시장에서는 우주발사체의 가격 경쟁력을 위해 소형화 및 경량화 관련 기술력

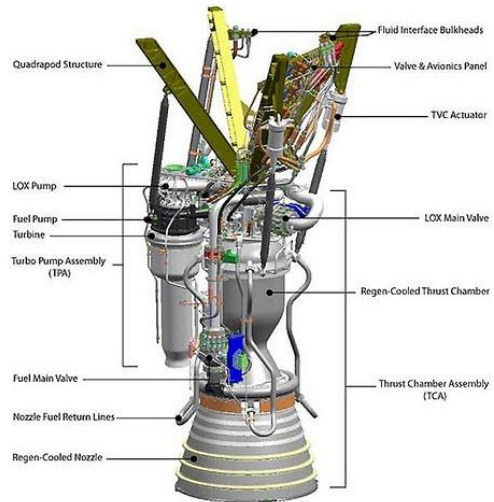


Fig. 2 Merlin 1D high performance rocket engine[4].



Fig. 3 Falcon 9 lightweight structure, (left) aluminum-lithium (right) carbon-fiber composite[5].

확보가 관건으로 떠오르고 있다. 미국 SpaceX사의 대표적인 최신 발사체 Falcon 9 경우, 핀틀 인젝터를 적용한 Merlin 1D 엔진을 개발하여 연소불안정 해결과 고출력, 고효율 성능을 달성함으로써 소형화를 구현하고 있다[3, 4]. 단 연결부와 연료탱크 중심부에 각각 탄소 복합재와 알루미늄-리튬 합금을 적용하여 경량화를 실현하고 [5], 발사체 회수에도 도전하는 등 다방면으로 경쟁력을 확보해가고 있다.

대한민국은 과학기술정보통신부 및 한국항공우주연구원(이하 KARI, Korea Aerospace Research Institute) 중심으로 한국형발사체(이하 KSLV-II, Korea Space Launch Vehicle-II) 개발에 집중하고 있다. Fig. 4 우주개발 중장기계획 [6]에 따르면 KSLV-II와 본 발사체에 탑재되는 75톤급 엔진의 개선을 통해 후속 발사체 개발이 예정되어 있기에, 기반이 되는 KSLV-II는 상당한 의미를 갖는다. 하지만 Table 1에서 동급 최신 발사체들과 비교한 결과 크기, 중량 대비 수송능력이 상당히 낮은 편이며, 이는 KSLV-II의 높은 발사체 구조비(이하  $\epsilon_s$ , 발사체 총 질량 대비 구조물 질량 비율)와도 관련이 있어 보인다.

본 연구에서는 발사체 구조비에 따른 궤도 투입성능을 계산하여, KSLV-II 경량화의 효과와 그 필요성에 대해 재고해보고자 한다. 기존 KSLV-II 궤적을 계산하여 KARI 임무 연구[7]와 비교를 통해 이전 문헌에서 검증된 바 있는, 본 연구팀의 궤적계산 모델을 활용하였다. 발사체 구조 경량화는 기존의 60%로 Angara A5 로켓보다 다소 우수한 수준까지 가정하였고, 이 때 LEO 및 SSO에 투입가능한 화물중량을 예측하여 케이스별로 비교하였다.

발사체 경량화와 관련된 기존 국내 연구동향은 경량화를 위한 핵심 부품 또는 부체계 개발에 집중된 경향이 있고[8], 궤적계산 관련 기존 연구는 발사체 궤적최적화 및 프로그램 개발에 주력해왔다[9, 10]. 이 점에서 경량화에 의한 궤도 투입성능 분석의 필요성이 있기에, 본 논문에서는 기존 궤적계산 모델을 참고하여 경량화에 따른 성능 향상 효과를 수치적으로 제시하였다.

## 2. 궤적계산 방법

### 2.1 지배방정식

본 연구팀에서 이전에 사용한 2자유도 궤적계산 프로그램[11]은 Fig. 5와 같이 발사체 모델링을 하였으나, 지구자전효과와 원심력 등이 고려

Table 1. Comparison for orbit injection performance[3].

Rocket	Length (m)	Payload (ton)	$\epsilon_s$
KSLV-II	47.5	2.6 (LEO)	10.41%
		1.5 (SSO)	12.65%
CZ-6	29.2	1.1 (SSO)	8.74% (Avg.)
Angara A1.2PP	42.7	3.8 (LEO)	7.11% 10.05%
Angara A5	55.4	24.5 (LEO) 5.4 (GTO)	7.11% 10.05% 10.63%
Falcon 9 v1.0	55.0	10.5 (LEO) 4.5 (GTO)	7.56% (Avg.)
Falcon 9 FT	70.0	22.8 (LEO) 8.3 (GTO)	5.12% 3.59%



Fig. 4 Launch vehicle development plan of Korea[6].

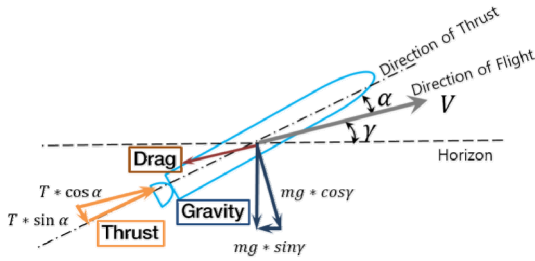


Fig. 5 2D point mass modeling of launch vehicle[11].

되지 않은 문제가 있었다. 이러한 점을 보완하기 위해 본 논문에서는 노웅래[9] 및 탁민제 외 6명 [10]의 연구 등을 참고하여 Fig. 6의 3차원 병진 운동을 고려한 궤적모델을 적용하였다. 발사체 중심 좌표계(vehicle coordinate system)에서는 미끌림각(side slip angle)을 추가하여 경사각 변경에 사용하였고, 지표면 중심 좌표계(north east down coordinate system)에서는 방위각(azimuth)를 추가하여 경사각 결정 요소로 적용하였다. 추가로 지구 중심 좌표계(earth-fixed coordinate system)에서 위도(latitude), 경도(longitude)를 통해 지구자전효과를 고려하였다.

위의 변수를 바탕으로 궤도 투입성능 예측을 위해 발사체 궤적계산에 대한 지배방정식을 아래 5가지 미분방정식 형태로 모델링하였다. 발사체는 날개가 없는 3차원 질점으로 가정하였고, 발사장 위도에 따른 지구자전속도 이득과 지구 중심에 대한 원심력 등의 효과를 고려하였다. 지배방정식은 비행경로각, 상대속도, 위도, 경도, 방위각에 대한 미분방정식인 Eq. 1-5로 정리하여, 시간에 따라 수치적분하였다.

$$\frac{d\gamma}{dt} = \left\{ \frac{T \sin \alpha + L}{m} + \left( \frac{v^2}{R_E + H} - \frac{\mu_E}{(R_E + H)^2} \right) \cos \gamma \right. \\ \left. + (R_E + H) \omega_E^2 (\cos \gamma \cos^2 \lambda + \sin \gamma \sin \lambda \cos \lambda \cos \chi) \right. \\ \left. + 2 \omega_E v \cos \lambda \sin \chi \right\} / v \quad (1)$$

$$\frac{dv}{dt} = \frac{T \cos \alpha \cos \beta - D}{m} - \frac{\mu_E}{(R_E + H)^2} \sin \gamma \\ + (R_E + H) \omega_E^2 (\sin \gamma \cos^2 \lambda - \cos \gamma \sin \lambda \cos \lambda \cos \chi) \quad (2)$$

$$\frac{d\lambda}{dt} = \frac{v \cos \gamma \cos \chi}{R_E + H} \quad (3)$$

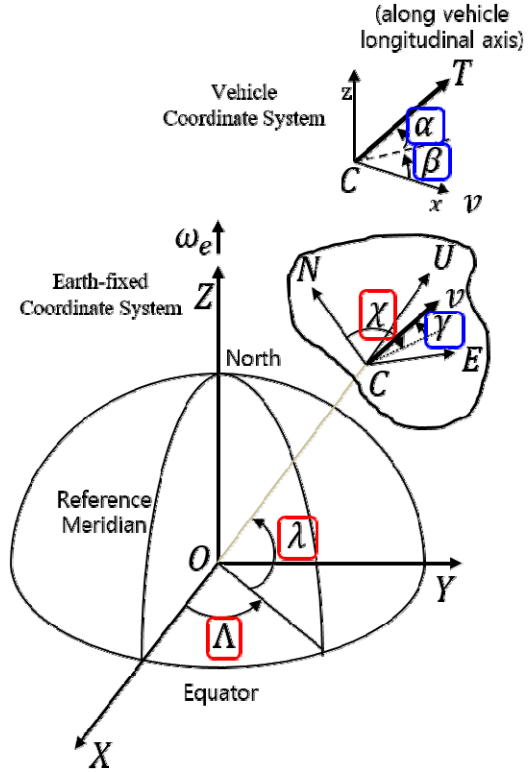


Fig. 6 3D point mass modeling of launch vehicle[10].

$$\frac{d\lambda}{dt} = \frac{v \cos \gamma \sin \chi}{(R_E + H) \cos \lambda} \quad (4)$$

$$\frac{d\chi}{dt} = \left\{ \frac{T \cos \alpha \sin \beta}{m} + \frac{v^2}{R_E + H} \cos^2 \gamma \tan \lambda \sin \chi \right. \\ \left. + (R_E + H) \omega_E^2 \sin \lambda \cos \lambda \cos \chi \right. \\ \left. + 2 \omega_E v (\cos \gamma \sin \lambda - \sin \gamma \cos \lambda \cos \chi) \right\} / (v \cos \gamma) \quad (5)$$

고도와 동압은 관계식 Eq. 6, 7을 이용하여 계산하였다. 발사체 항력은 이때 산출된 동압과 대기에 대한 상대속도를 통해 계산하였으며, 이는 세장형 비행체의 항력계수에 대한 근사식[12]을 참고하였다. 지구 중심 좌표계에서의 관성속도와 경사각은 관계식 Eq. 8, 9를 활용하였다.

$$\frac{dh}{dt} = v \times \sin \gamma \quad (6)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (7)$$

$$v_i = \sqrt{\frac{v^2 + 2v(R_E + H)w_E \cos \gamma \sin \chi \cos \lambda}{((R_E + H)w_E \cos \lambda)^2}} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \cos i &= \cos \lambda (v \cos \gamma \sin \chi + (R_E + H)w_E \cos \lambda) \\ &\times \left\{ (v \cos \gamma)^2 + 2v(R_E + H)w_E \cos \gamma \sin \chi \cos \lambda \right. \\ &\left. + ((R_E + H)w_E \cos \lambda)^2 \right\}^{-0.5} \end{aligned} \quad (9)$$

## 2.2 궤적이벤트 구성

위의 지배방정식을 바탕으로 3단 발사체를 고도 1,000 km 이하 원 궤도에 투입하는 발사체 성능예측 프로그램을 아래와 같이 구성하였다. 먼저 발사체와 발사장의 정보를 입력하여 발사 시작 조건을 입력하도록 하고, 반복계산을 통해 목표 궤도에 투입가능한 최대 페이로드 결과를 출력한다. 페어링 분리는 대기권을 벗어나는 2단 분리 후에 실시하며, 각 단 엔진의 연소종료 후 단 분리 때는 재점화와 동력비행의 안정을 위해 약 3초간의 관성비행 구간을 거친다. 본 성능예측 코드는 정지궤도 투입 연구를 위해 작성했던 코드를 LEO 및 SSO 투입에 적합하게 변형한 것이다. 따라서 본 논문에서는 프로그램에 대한 설명을 생략하였고, 필요할 경우 이전의 정지궤도 발사체 연구[13]를 참고하는 것으로 대체한다.

본 연구의 궤적이벤트는 KSLV-II 또는 이를 개선한 발사체를 이용하여 LEO 또는 SSO에 진입하기까지 Fig. 7과 같이 진행된다. 앞서 도출한 연립 미분방정식은 4차 정확도 Runge-Kutta 기법으로 수치적분하며, 이를 통해 0.01초 간격으로 고도, 동압, 가속도, 경사각 등의 궤적 결과를 출력한다.

발사체는 지면과 수평방향의 궤도 유지 속도를 얻기 위해 킥턴과 중력턴 등 회전 단계를 거친다. 킥턴은 발사 직후 수직으로 상승한 발사체를 회전시켜 궤도와 수평한 방향의 속도 성분을 얻기 위한 것으로, KSLV-II의 경우 발사 10초 후 약 15초 간의 킥턴 과정을 통해 수평방향 속도를 얻기 시작한다. 시간에 따른 킥턴 변화율을 킥턴레이트(kick turn rate)라 하며, 이는 3.2절에서 보다 자세히 다루도록 한다. 그 이후의 1, 2단 동력비행에서는 중력턴을 통해 항력을 최소화시키고, 3단에서는 추력 방향 조절(이하 TVC,

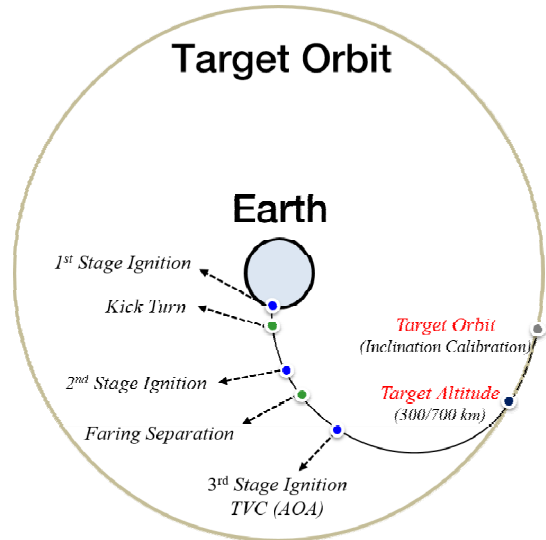


Fig. 7 Program trajectory profile to target orbit.

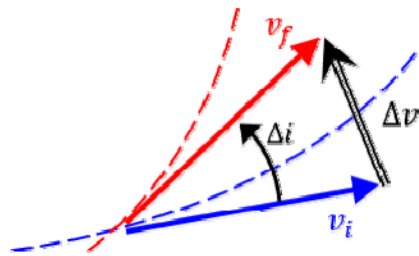


Fig. 8 Change of the inclination angle to target orbit.

Thrust Vector Control)를 통해 목표 고도에 보다 원활히 진입하도록 한다.

일반적인 LEO 또는 SSO 투입 위성에는 적합한 경사각이 존재하며, 미끌림각의 복잡한 반복계산으로 이를 조정하곤 한다. 하지만 본 연구에서는 미끌림각 미세 조정에 의한 궤적최적화가 아닌, 구조비에 따른 궤도 투입성능 관찰에 그 목적이 있기 때문에 다소 간단한 아래의 방법으로 대체하였다. 경사각 변경에 의한 영향은 고도 도달 후 여분의 속도 증분을 가정하여, 목표 경사각까지 싱글 임펄스로 진입하는 것으로 대체하였다. Fig. 8과 같이 동일 고도 원 궤도일 때 경사각만 변경할 경우, 필요한 속도 증분에 대한 관계식은 Eq. 10과 같다. 변경 전과 변경 후의 궤도속도는 동일하기 때문에, 경사각 변경은 오직 속도 증분에 대한 함수로 표현할 수 있다.

$$(\Delta v)^2 = v_i^2 - v_f^2 - 2v_i v_f \cos \Delta i = f(\Delta i) \quad (10)$$

2.3 계산방법 검증

경량화에 따른 발사체 투입성능 비교에 앞서 KARI의 KSLV-II 임무설계 연구[7]를 참고하여 본 연구에서 사용한 방법을 검증하였다. 검증 임무는 고도 700 km, 경사각 98.1°인 SSO에 1.5톤의 페이로드를 수송하는 것으로, 이전에 수행되었던 다양한 연구 결과[11, 14]와 비교하였다. 검증 과정에서는 높은 정확도로 비교하기 위해, 미끌림각에 대해 총 10개 구간으로 구분하여 반복 계산을 통해 목표 고도와 경사각에 접근하였다.

먼저 검증에 사용한 상대속도 및 고도 데이터는 KARI의 임무설계[7], 본 연구팀의 2차원 궤적연구(PNU 2013)[11], 건국대 연구(KU)[14]에서 참고하였다. 위 3가지 결과와 본 궤적계산 방법(PNU 2016)을 비교한 결과, Fig. 9와 같이 유사한 그래프 형상을 보임을 확인하였다. 상승 과정 내에서의 진행양상 차이는 미끌림각과 받음각에

대한 TVC 셋팅값 차이에서 기인한 것으로 보인다. 특히 KARI의 KSLV-II 임무와 비교한 결과에서 고도는 일치하고 상대속도는 1% 미만 수준의 오차, 경사각에 대한 오차 또한 0.1°로 미미한 수준임을 확인하였다. 이에 따라 개념설계 단계인 본 연구에서 발사체 투입성능 예측을 수행함에 있어 적합한 수준의 신뢰도를 보인다.

3. 투입성능 예측결과

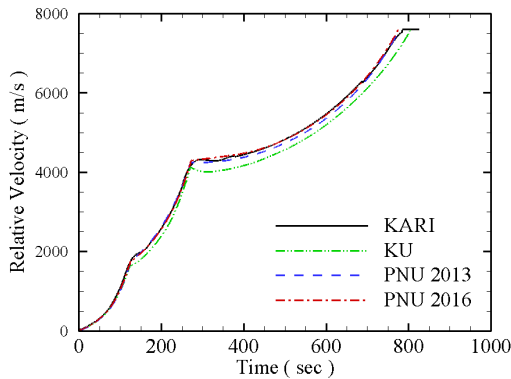
3.1 경량화 옵션 설정

경량화 된 KSLV-II를 외나로도에서 발사하여 LEO 300 km 및 SSO 700 km 지점에 투입 가능한 최대 페이로드를 예측하는 것에 본 연구의 목적이 있다. 본 연구에 앞서, 발사체 경량화를 가정하기 위해 엔진 옵션과 구조비 옵션을 각각 Table 3 및 Table 4와 같이 설정하였다. 이 때 발사체 구조비는 전체 발사체를 구성하는 구조물 질량과 추진제 질량 간의 관계로 정의할 수 있으며, 다음의 관계식 Eq. 11과 같다. 단, 구조비는 추진제를 소모하지 않은 이륙 전 발사체가 기준이 되며, 단 별 구조비는 해당 단의 구조물 및 추진제 중량으로 산출한다.

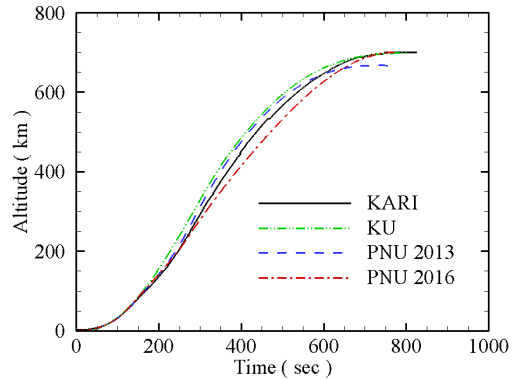
$$\epsilon_s \equiv \frac{m_{structure}}{m_{structure} + m_{propellant}} \quad (11)$$

Table 2. Verification results of each case.

Program	Payload (ton)	Inclination
KARI [7]	1.5	98.2°
KU [14]	2.0	98.2°
PNU (2013) [11]	1.5	-
PNU (2016)	1.5	98.1°



(a) Relative velocity



(b) Altitude

Fig. 9 KSLV-II results for validation of the trajectory analysis program.



Table 3. Rocket engine performance assumptions of launch vehicles.

Name	KSLV-II (75 ton <sub>f</sub> + 7 ton <sub>f</sub> )			Adv. KSLV-II (90 ton <sub>f</sub> + 10 ton <sub>f</sub> )		
	1st	2nd	3rd	1st	2nd	3rd
T (ton <sub>f</sub> )	304.1	80.4	7.0	344.7	95.2	10.0
I <sub>sp</sub> (sec)	298.1	315.4	325.1	311.0	348.0	352.0
t <sub>b</sub> (sec)	125.7	143.6	501.6	115.7	133.8	380.3

Table 4. Structural ratio assumptions with reduced structure mass of launch vehicles.

ε <sub>s</sub>	KSLV-II	90%	80%	70%	60%
1st Stage	10.4%	9.4%	8.3%	7.3%	6.2%
2nd Stage	12.6%	11.4%	10.1%	8.9%	7.6%
3rd Stage	14.3%	12.9%	11.4%	10.0%	8.6%

엔진 출력 개선 옵션은 기존 KSLV-II에 사용하던 75톤급 엔진과 7톤급 엔진을 각각 90톤급 엔진과 10톤급 엔진으로 개선하는 것으로 설정하였다. 개선된 엔진에서는 추력, 비추력 상승만을 고려하였으며, 이에 따른 엔진 및 공급계통의 질량 상승 등은 고려하지 않았다. 90톤급 클러스터링 엔진은 SpaceX사의 Merlin 1D+ 엔진의 제원을 참고하였다[3]. 추력 및 비추력 상승에 따라 출력 개선 엔진의 연소시간은 감소하게 되며, 엔진 옵션에 따른 상세 스펙을 Table 3에 정리하였다. 참고로 본 논문에서는 개선된 90톤 및 10톤급 엔진을 탑재한 KSLV-II를 Advanced KSLV-II(이하 Adv. KSLV-II)로 명명한다.

구조비 경량화 옵션은 발사체 구조물과 엔진의 경량화를 통해 기존의 100%부터 60% 수준까지 구조비를 줄이는 것으로 설정하였다. Table 1 참고 시 KSLV-II의 구조비가 동급 발사체보다 높기에, 각 단 구조비를 10% 간격으로 줄여 최소 Angara A5보다 낮은 수준을 갖도록 하였다. 이 때 추진제 질량, 페어링 질량 등은 일정하게 두었고, 오직 발사체의 구조물 질량만 감량하는 것으로 구조비를 조정하였다. 경량화 전 KSLV-II의 단 별 전체 중량은 1단 143.1톤, 2단 41.9톤, 3단 12.6톤이며, 이를 바탕으로 각 옵션에 따른 KSLV-II의 구조비 값을 Table 4에 정리해두었다.

Table 5. Kick turn rate on all of calculation cases.

δ <sub>kick</sub>	100%	90%	80%	70%	60%
LEO	0.95	1.10	1.32	1.50	1.75
LEO (Adv.)	4.14	4.56	5.00	5.45	5.92
SSO	0.49	0.61	0.75	0.90	1.09
SSO (Adv.)	2.50	2.83	3.21	3.58	3.96

### 3.2 킥턴에 따른 반복계산

발사체 궤적계산에 있어서 최소한의 제어이자 성능 결정에 상당한 영향을 미치는 킥턴의 반복계산을 통해 케이스 별 최대 페이로드를 계산하였다. 발사체 궤적의 형상은 킥턴의 시작시점과 종료시점, 그 회전정도에 따라 달라진다. 목표궤도 진입에 있어서 킥턴이 부족할 경우 고도가 높고 속도가 부족하며, 킥턴이 과할 경우 고도가 낮고 속도가 높아 궤도를 벗어나는 등 고도와 속도 간 trade-off 관계를 갖는다.

이러한 점을 고려하여 본 연구에서는 킥턴에서 시간에 따른 회전정도를 결정하는 킥턴레이트를 Eq. 12와 같이 정의하고, sin 함수 형태의 완만한 턴을 수행하도록 하였다. 목표궤도에 따른 진입속도는 LEO 기준 7,726 m/s, SSO 기준 7,504 m/s를 만족해야 하며, 경사각 변경을 위한 추가 속도 증분은 LEO 기준 164 m/s, SSO 기준 391 m/s로 두었다. 목표궤도 진입을 만족하기 위해 각 케이스마다 반복계산을 통해 적합한 킥턴레이트를 도출하였으며, 이를 Table 5에 정리해두었다. 본 연구에서 킥턴레이트의 단위는 deg로 두도록 한다.

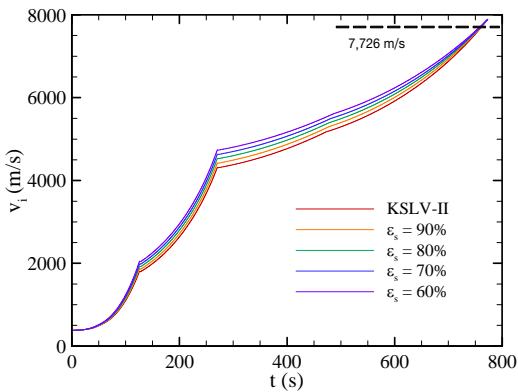
$$\alpha(t) = \delta_{kick} \times \sin\left(180 \times \frac{t - t_{kick,i}}{t_{kick,f} - t_{kick,i}}\right) \quad (12)$$

3.3 케이스 별 계산결과

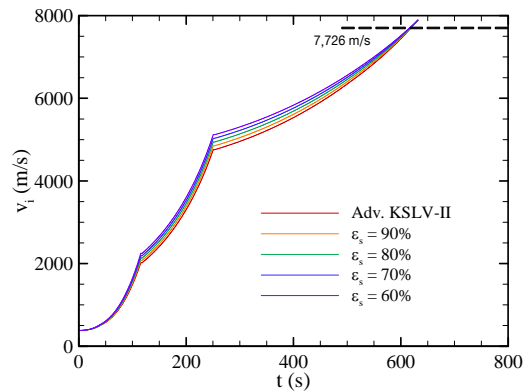
본 발사체 투입성능 연구는 목표궤도와 탑재 엔진에 따라 총 4가지 케이스로 구분하고, 또 각 케이스를 5가지 구조비 옵션으로 분리하여 진행하였다. 목표궤도 진입 여부를 판단하기 위해, 최종 고도와 속도의 오차 범위는 각각  $\pm 1$  km,  $\pm 5$  m/s로 두었다. 최대 페이로드를 탑재한 궤적계산 결과를 Fig. 10에 나타내었으며, 그래프에 표시한 값은 각 케이스 별 지구 중심 좌표계에서의 관성속도의 값이다. 발사 시 관성속도가 이미 양수인 것은 지구 자전에 의한 속도 이득을 의미한다. 최종 궤도 진입속도가 일치하는 조건에서 구조비가 낮은 경우일수록 1단, 2단 분리 시 관성속도가 큰 것을 확인할 수 있다.

먼저 75톤급, 7톤급 엔진을 탑재한 KSLV-II를 발사하여 LEO에 투입하는 임무에 대해 경량화에 따른 영향을 알아보았다. 구조비 100%부터 60%까지 탑재 가능한 페이로드는 2.60톤, 3.08톤, 3.53톤, 4.01톤, 4.49톤으로 약 0.47톤가량씩 증가하는 경향을 보인다. Table 5를 참고하면 이 때의 킷레이트는 0.95~1.75 범위 값이 사용된다.

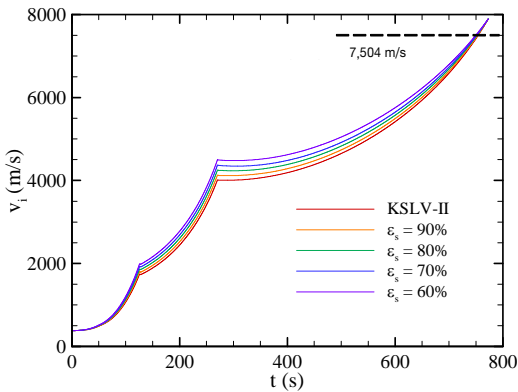
두 번째 케이스는 90톤급, 10톤급 개선 엔진을 탑재한 Adv. KSLV-II를 발사하여 LEO에 투입하는 임무에 대해 경량화 영향을 알아보았다. 구조비 100%부터 60%까지 페이로드는 4.73톤, 5.26톤, 5.79톤, 6.32톤, 6.85톤으로 약 0.53톤가량씩 증가하는 경향을 보인다. Table 5를 참고하면 킷레이트의 범위는 4.14~5.92로, 보다 킷레이트의 정도가 증가한 것을 알 수 있다.



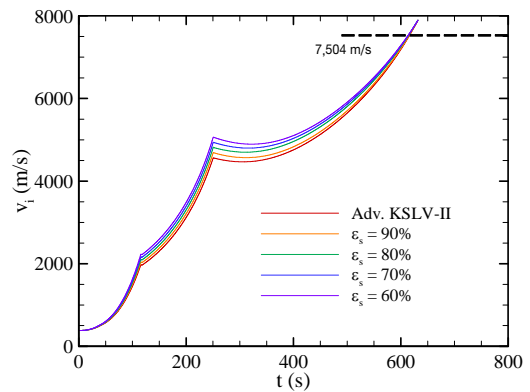
(a) using KSLV-II at LEO



(b) using Adv. KSLV-II at LEO



(c) using KSLV-II at SSO



(d) using Adv. KSLV-II at SSO

Fig. 10 Inertial velocity of trajectory calculation results.



세 번째는 75톤급, 7톤급 엔진 탑재 KSLV-II를 발사하여 SSO 투입 임무에 대해 경량화 영향을 알아보았다. 구조비 100%부터 60%까지 페이로드는 1.50톤, 1.85톤, 2.22톤, 2.58톤, 3.01톤으로 약 0.38톤가량씩 증가하는 경향을 보인다. Table 5를 참고하면 킷턴레이트 값은 0.49~1.09 범위이며, 가장 적은 수준의 킷턴 과정을 거친다.

마지막으로 90톤급, 10톤급 개선 엔진을 탑재한 Adv. KSLV-II 발사하여 SSO 투입 임무에 대해 경량화 영향을 알아보았다. 구조비 100%부터 60%까지 페이로드는 2.14톤, 2.50톤, 2.94톤, 3.30톤, 3.65톤으로 약 0.4톤가량씩 증가하는 경향을 보인다. Table 5를 참고하면 킷턴레이트는 2.50~3.96 범위의 값이 사용되었다.

3.4 발사체 투입성능 예측

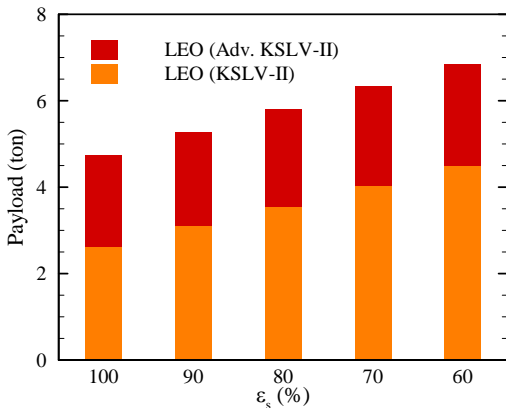
Fig. 10에서 공통적인 특징은 구조비 감소에 따라 속도 그래프 형상이 위쪽으로 상승하는 경향을 보인다는 것이다. 이는 전체 발사체 무게는 줄어들지만 페이로드 중량은 증가하기 때문에, 1단계선 빠르게 속도가 증가하지만 3단에서는 속도 증가가 더디기 때문에 발생하는 경향이다. Adv. KSLV-II의 경우 추력, 즉 초당 연료 소비율이 높기 때문에, 목표 궤도에 도달하는 시간도 150초 가량 더 짧음을 확인할 수 있다.

KSLV-II의 기존 투입성능은 LEO 기준 2.6톤, SSO 기준 1.5톤임에 반하여[7], 구조비를 기존의

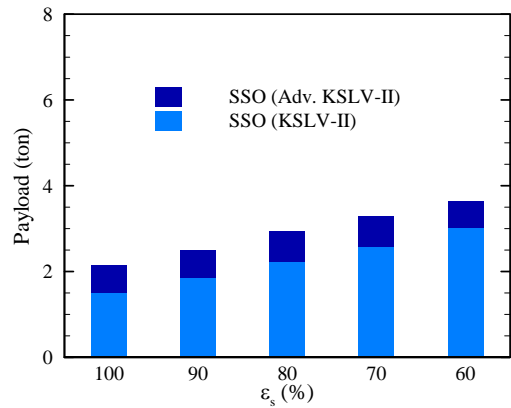
60% 수준까지 경량화 할 경우 LEO 기준 4.5톤, SSO 기준 3톤을 수송할 수 있다. 또한 기존 엔진을 90톤급, 10톤급 엔진의 조합으로 개선할 경우, LEO 기준 약 2.25톤, SSO 기준 약 0.7톤 가량의 수송능력이 향상될 것으로 보인다. 위의 구조비 및 엔진 출력을 모두 개선할 경우, LEO 기준 최대 6.85톤, SSO 기준 최대 3.65톤의 우주화물을 수송할 수 있을 것이라 예측하였다. 목표궤도에 따른 엔진 출력 개선 시 투입성능 향상 정도는 Fig. 11에 막대 형식으로 정리하였다.

KSLV-II 경량화 시 본 연구를 통한 기대효과는 크게 다음 2가지로 요약할 수 있다. 첫 기대효과는 구조 중량 감소를 통해 우주발사체 재사용을 위한 여유 추진제 확보를 용이하게 할 수 있다는 것이다. 노웅래 외 2명의 연구[15]에 따르면 Falcon 9의 경우 발사체 회수 시 추진제 중량의 약 13%가 소모되기 때문에, 경량화 시 해당 무게만큼 추가 추진제를 싣고 KSLV-II 재사용에 도전할 수 있다.

경량화의 두 번째 기대효과는 대한민국의 우주개발 중장기계획에 따른 위성 및 우주화물 수송을 보다 빠른 시일 내 수행할 수 있다는 것이다. 구조비 경량화를 수행한 KSLV-II 발사 시, 1번의 발사로 1.5톤급의 다목적 실용위성을 최대 2개, 0.5톤급 차세대 중형위성을 최대 6개까지 SSO에 투입할 수 있을 것으로 보인다. 따라서 현재의 60% 수준까지 경량화 할 경우 기존



(a) Low Earth Orbit



(b) Sun-Synchronous Orbit

Fig. 11 Maximum payload weight with increasing engine power.

KSLV-II 대비 절반의 발사 횟수로 위성 투입 계획을 조기에 달성할 수 있을 것으로 예상된다.

#### 4. 결 론

본 논문에서는 KSLV-II와 해외 첨단 우주발사체의 우주화물 수송능력을 비교하며, 발사체 구조비와 발사체 성능의 상관관계가 있음을 수치적으로 확인하였다. 궤적계산에는 3차원 질점 발사체 모델을 적용하였으며, KSLV-II 임무 사례를 통해 본 궤적모델의 신뢰성을 입증하였다. 동일 발사체에서 킷터레이트 반복계산을 통해 목표 궤도에 최대의 페이로드를 수송하는 궤적을 본문에 제시하였다.

구조비를 기존의 60% 수준까지 경량화 할 경우, 기존 수송능력 대비 LEO 기준 73%, SSO 기준 101%의 성능 향상을 보인다. 경량화와 더불어 엔진 출력을 75톤/7톤급에서 90톤/10톤급으로 개선 시, LEO 기준 최대 163%, SSO 기준 최대 143%의 궤도 투입성능 향상이 예측된다.

차세대 발사체 시장에서의 경쟁력 확보를 위해, KSLV-II 경량화의 효과를 수치적인 자료로 제시한 것에 본 연구의 의의가 있다고 할 수 있다. 특히 궤적계산 모델 개발 및 검증에 그치지 않고, 이를 활용하여 경량화에 따른 발사체 성능 측면의 연구를 수행한 것이 차별점이라 할 수 있다. 이와 관련된 추가 연구가 수행될 경우 발사체 회수 및 재사용 기술, 또는 우주개발 중장기계획 조기 달성 등의 효과로 이어질 수 있다.

#### 후 기

본 논문은 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단 선도연구센터지원사업(NRF-2013R1A5A1073861)에 의한 서울대학교 “차세대 우주추진 연구센터”의 지원 및 우주핵심기술개발사업(2017M1A3A3A03015993 및 2013M1A3A3A02042430)의 지원으로 작성되었습니다.

#### References

1. U.S. National Aeronautics and Space Administration, “Commercial Orbital Transportation Services: A New Era in Spaceflight,” NASA/SP-2014-617, 2014.
2. U.S. Federal Aviation Administration, “2015 Commercial Space Transportation Forecasts,” Washington, D.C., U.S.A., Apr. 2015.
3. “Spaceflight 101 Launch Vehicle Library,” retrieved 27 Jan. 2018 from <http://spaceflight101.com/spacerockets>.
4. “SpaceX Completes Development of Merlin Regeneratively Cooled Rocket Engine,” retrieved 27 Jan. 2018 from <http://www.spacex.com/press/2012/12/19/spacex-completes-development-merlin-regeneratively-cooled-rocket-engine>.
5. “SpaceX Falcon 9 product page,” retrieved 27 Jan. 2018 from <http://www.spacex.com/falcon9>.
6. Association of the Relevant Government Ministries of Republic of Korea, “Middle and Long Term Space Development Plan,” Nov. 2013.
7. Roh, W.R., Cho, S.B., Sun, B.C., Choi, K.S., Jung, D.W., Park, C.S., Oh, J.S. and Park, T.H., “Mission and System Design Status of Korea Space Launch Vehicle-II succeeding Naro Launch Vehicle,” *Proceedings of the KSAS Fall Conference*, pp. 233-239, Nov. 2012.
8. Jung, H.H., Lee, Y.R., Yoo, J.T., Yoon, J.H., Min, K.J. and Lee, H.S., “Status of Friction Stir Welding for Weight Reduction of Aerospace Vehicle,” *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 12, No. 2, pp. 158-165, 2014.
9. Roh, W.R., “A Study on the Trajectory Optimization and Inertial Guidance

- Algorithm Design for Satellite Launch Vehicles," Ph.D. Dissertation, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University, Seoul, Korea, 2001.
10. Tahk, M.J., Ahn, J.M., Hong, S.M., Bang, J., Lee, D.Y., Lee, J.Y. and Hong, S.G., "A Feasibility Analysis on Domestic Own Development of Geostationary Earth Orbit Launch Vehicle," *Proceedings of the KSAS Fall Conference*, pp. 929-932, 2014.
  11. Yang, W.S. and Choi, J.Y., "Performance Analysis of KSLV-II Launch Vehicle with Liquid Rocket Boosters," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 7, pp. 544-551, 2014.
  12. Fleeman, E.L., *Tactical Missile Design*, AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., Reston, V.A., U.S.A., 2001.
  13. Hong, M., Yang, S.M., Kim, H.S., Yoon, Y. and Choi, J.Y., "Comparison of the Mission Performance of Korean GEO Launch Vehicles for Several Propulsion Options," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 2, pp. 60-71, 2017.
  14. Cho, S.J., Shu, J.I., Maw, A.A., Lee, J.W. and Kim, S.H., "Three-dimensional space launch trajectory optimization and development framework," *Proceedings of the KSPE Spring Conference*, pp. 616-621, 2015.
  15. Noh, W.R., Kim, J.Y. and Min, B.J., "Trajectory Design and Velocity Impulse Analysis of Reusable Launch Vehicles," *Proceedings of the KSAS Spring Conference*, pp. 160-162, Apr. 2017.