



시스템 구성에 따른 정지궤도 발사체의 임무성능 비교

홍미르^a · 양성민^a · 김혜성^a · 윤영빈^b · 최정열^{a,*}

Comparison of the Mission Performance of Korean GEO Launch Vehicles for Several Propulsion Options

Mir Hong^a · Seong-Min Yang^a · Hye-Sung Kim^a · Youngbin Yoon^b · Jeong-Yeol Choi^{a,*}

^aDepartment of Aerospace Engineering, Pusan National University, Korea

^bDepartment of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: aerochoi@pusan.ac.kr

ABSTRACT

A trajectory analysis program is developed using a 3DOF trajectory model for the performance analysis of geostationary launch vehicles by system options. Launch trajectory and the performance of injection at GTO was estimated using this program for several propellant options, engine types, number of engines and the location of launch site. Results of the analysis presents that the possibility of mission accomplishment by several design options using domestic launch sites and the development direction of GEO launch vehicles.

초 록

정지궤도 발사체의 시스템 옵션별 성능 해석을 위하여 3자유도 궤적모델을 이용한 궤도 해석 프로그램을 작성하였다. 이 프로그램을 이용하여 추진계의 종류와 엔진방식, 클러스터링 수, 그리고 발사장 위치 등을 옵션으로 두고 발사궤적과 정지천이궤도 투입성능을 추정하였다. 해석의 결과를 통하여 국내 발사장을 이용하여 임무 달성을 가능케 하는 다양한 설계 방안의 가능성과 함께 정지궤도 발사체의 설계 방향을 파악할 수 있었다.

Key Words: Space Launch Vehicle(우주발사체), Mission Design(임무 설계), Geostationary Earth Orbit(GEO, 지구정지궤도), Geostationary Transfer Orbit(GTO, 정지천이궤도)

Nomenclature

α : angle of attack

β : side slip angle

γ : flight path angle

λ : latitude angle

Λ : longitude angle

i : inclination angle

Received 3 January 2017 / Revised 20 February 2017 / Accepted 25 February 2017

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

- χ : azimuth angle
- T : thrust
- L : lift
- D : drag
- V : relative velocity
- V_i : inertial velocity (earth-fixed coordinate)
- ω_E : angular velocity of earth
- R_E : earth radius
- H : altitude from sea level
- μ_E : standard gravitational parameter
- q : dynamic pressure
- ρ : density
- m : mass

1. 서 론

우리나라의 우주개발 중장기 계획에 따르면 Fig. 1에서와 같이 2027년까지 GTO 3톤급 정지궤도 발사체(Geostationary Orbit Launch Vehicle), 2033년까지 GTO 6톤급 정지궤도 발사체 등을 개발하고, 2040년까지 총 28기의 중궤도 및 정지궤도 위성 발사를 계획하고 있다[1].

한편, 미국 연방항공청(Federal Aviation Administration, FAA)의 'Commercial Space Transportation Forecast 2014'에 따르면 2014년부터 2022년까지 208기의 상업 정지궤도 위성이 발사될 것이며, Fig. 2와 같이 4,200 kg보다 무거운 대형 위성 발사가 60%를 차지할 것으로 예측된다[2]. 따라서 우주개발 중장기 계획과 미래 수요에 대응하기 위해 대형 위성 발사 능력을 가지는 정지궤도 발사체 개발이 요구되므로 개발에 앞서 발사체 구성 옵션에 따른 발사체의 궤도투입성능을 예측 및 비교해볼 필요가 있다.

본 연구에서는 기존 2자유도 성능해석 프로그램[3]을 3자유도 궤적모델을 적용시켜 개량하고 검증하였다. 이를 바탕으로 탁민제 등의 연구를 참고하여[4] 발사체 엔진의 성능, 엔진 클러스터링 개수, 발사장의 위치(위도) 그리고 발사 방위각 등을 설계 변수로 하여 정지천이궤도(Geostationary Transfer Orbit) 투입성능을 예측,



Fig. 1 Middle and long term space development plan[1].

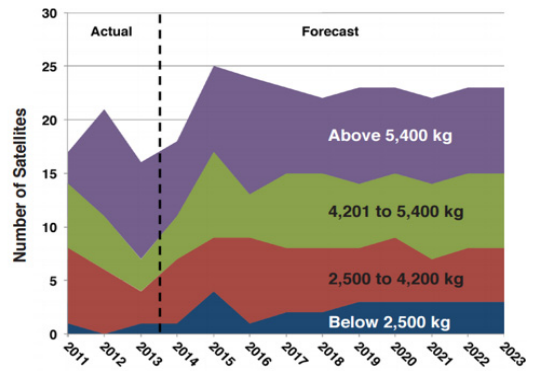


Fig. 2 Geostationary orbit satellites forecast[2].

비교하였다.

정지천이궤도(GTO)의 경우 원지점의 고도는 지구표면으로부터 35,786 km로 정해져 있지만, 근지점의 고도는 parking orbit의 고도를 통해서, 궤도면의 경사각은 발사장의 위도와 발사방위각, TVC (Thrust Vector Control)에 따라 달라지는 정해지지 않은 값이다. 본 연구에서는 근지점 고도를 200 km로 설정하였고 궤도면 경사각은 발사장의 위도에 따라 달라지도록 하여 계산을 수행하였다.

2. 발사체 궤적계산

2.1 발사체 모델링 및 지배방정식

기존의 프로그램에서는 Fig. 3과 같은 2자유도

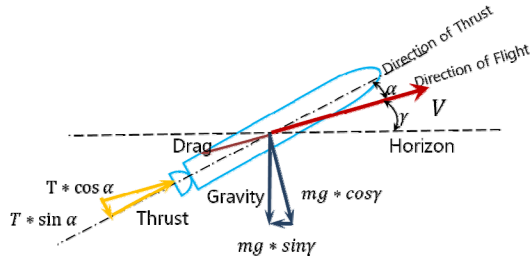


Fig. 3 2DOF modeling of launch vehicle[3].

발사체 모델이 적용됨에 따라 지구자전효과, 원심력 등이 고려되지 않았으며 발사체의 궤도를 알 수 없었다는 문제점이 있었다.

이러한 단점을 보완하기 위해 본 연구에 사용된 프로그램에서는 Fig. 4와 같은 3차원 모델을 적용하였다[5]. 경사각(Inclination)을 나타내기 위해 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)을 추가하여 경사각 결정 요소로 적용하였다. 지구자전효과를 고려하기 위해서 지구 중심 좌표계(Earth-fixed Coordinate System)에는 위도(Latitude)와 경도(Longitude)를 추가하였다.

이를 바탕으로 발사체 성능분석을 위해 발사체의 운동방정식을 모델링하였다. 날개가 없는 질점으로 가정한 발사체의 3차원, 3자유도 운동 방정식은 아래와 같이 연립 미분방정식으로 정리할 수 있다.

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

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

발사장 조건과 지구자전효과, 경사각 계산을 위해 지표면 좌표계와 지구 중심 좌표계를 추가

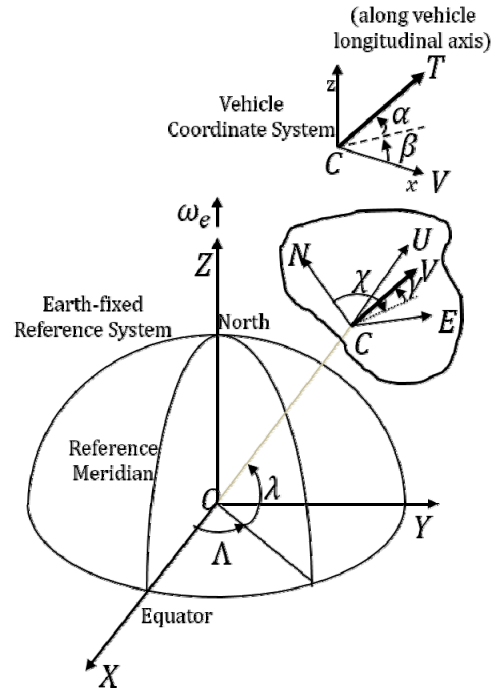


Fig. 4 3DOF modeling of launch trajectory[5].

하여 다음의 연립 미분 방정식으로 나타내었다[6].

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

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

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

따라서 발사체의 비행경로각과 상대속도, 경도와 위도, 방위각은 위의 연립 미분방정식을 시간에 대한 수치적분을 통하여 하여 구할 수 있다. 또한, 속도를 적분하여 고도 계산이 가능하고 동일한 Eq. 6과 같이 계산할 수 있다.

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (6)$$

항력은 세장형 비행체에 관한 근사식을 참고하여 계산하였으며[7], 지구중심 좌표계에서의 속도와 경사각은 각각 Eq. 7과 Eq. 8로 계산하였다.

$$V_i = \sqrt{V^2 + 2V(R_E + H)\omega_E \cos\gamma \sin\chi \cos\lambda + ((R_E + H)\omega_E \cos\lambda)^2} \quad (7)$$

$$\cos i = \cos\lambda(V \cos\gamma \sin\chi + (R_E + H)\omega_E \cos\lambda) \sqrt{\frac{(V \cos\gamma)^2 + 2V(R_E + H)\omega_E \cos\gamma \sin\chi \cos\lambda + ((R_E + H)\omega_E \cos\lambda)^2}{V^2}} \quad (8)$$

2.2 성능 해석 프로그램

발사체 모델링을 통해 도출한 지배방정식 Eq. 1-8을 바탕으로 발사체 성능 해석 프로그램을 작성하였다. 전체 프로그램의 순서도는 Fig. 5와 같으며 총 3단의 발사체로 가정하며 단 분리 간에는 3초간의 관성 비행구간을 추가하였다. 발사체의 페어링 분리는 동압 영향구간을 벗어난 뒤 실시하도록 하였다. 발사체 정보와 발사장 조건을 상수로 입력하고 변수로는 킥턴 각도와 페이로드가 있으며 GTO 투입 임무의 경우 적도면

도달을 위한 코스팅 시간을 추가 변수로 지정한 다. 따라서 지정한 킥턴 각에 도달할 때 까지 전체 프로그램을 반복하여 각 킥턴 각도의 데이터를 추출한다.

각 단의 상세 프로그램 순서도는 Fig. 6과 같으며 각 단의 연소시간이 끝날 때 까지 직전 시간의 결과를 바탕으로 압력, 밀도, 항력을 계산하고 미션에 따른 추력 제어를 실시한다. 이 조건들을 바탕으로 Eq. 1-5의 연립 미분 방정식을 4차 정확도 Runge-Kutta 기법으로 수치 적분한다. 수치 적분된 결과를 이용하여 고도, 동압, 가속도, 경사각, V_i 등을 계산하고 매 시간마다 계산된 값들을 출력한다.

2.3 비행이벤트

본 정지궤도 발사체의 미션은 정지천이궤도 진입까지를 목표로 한다. 정지천이궤도 진입을 위해 Fig. 7에서와 같이 비행 이벤트를 설정하였다. 본 연구에서는 초기 킥턴 각도만을 변수로 두었으며 고도유지 과정에서 TVC (Thrust Vector Control)를 실시하였다.

발사체의 궤적은 초기 킥턴 각도 변화와 관성

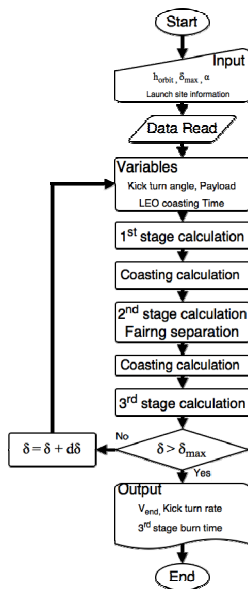


Fig. 5 Overall program flowchart.

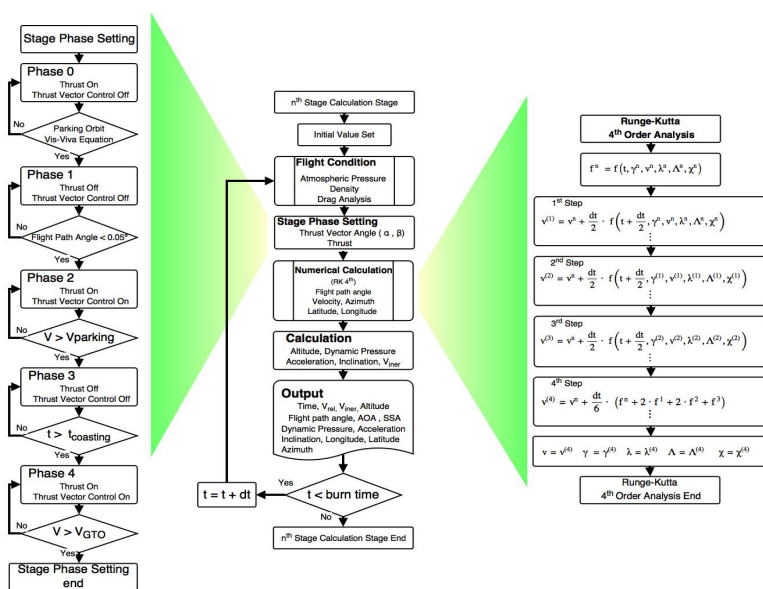


Fig. 6 Flow chart for each stage including stage phase setting and RK4 integration.

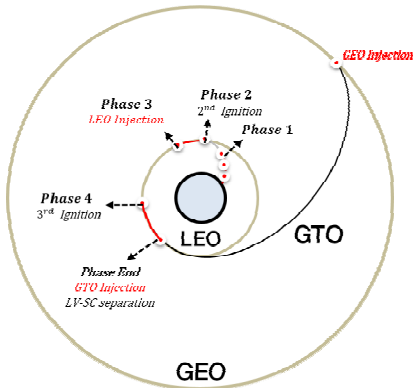


Fig. 7 GTO injection trajectory.

비행 시간에 따라 달라진다. 킷턴 각도 변화의 경우 수직 발사 10초 후, 5초간 발사체의 비행경로각을 바꾸는 킷턴 기동을 수행하며 이후 관성비행 직전까지 중력 턴을 수행한다. 중력 턴은 추력벡터와 속도벡터 사잇각이 0°가 되도록 하는 기동으로서 대기권 내에서 공력에 의한 벤딩 모멘트를 최소화 한다. 각 단의 연소 종료 시 단분리를 위해 3초간의 관성비행을 실시하였다.

2단 이후부터는 parking orbit과 GTO 진입을 위해 정해진 타원궤도 위에서는 모든 위치에서 역학적 에너지가 동일하다는 Vis-Viva 방정식을 이용하였다[8]. Fig. 7의 phase 0에서는 parking orbit과 같은 원지점 고도를 가지는 궤도 진입점까지 가속하고, phase 1에서는 관성비행을 통해 원지점 고도까지 이동한다. Parking orbit 고도에 도달하면 phase 2로 진입하여 parking orbit 유지 속도를 만족시키기 위해 엔진 재점화 및 TVC를 실시하여 추력비행을 통해 parking orbit에 진입시킨다. Phase 3에서는 GTO 투입지점을 적도면에 일치시키기 위해 적절한 지점까지 관성비행을 실시하며, phase 4에서는 GTO 투입을 위해 엔진 재점화 및 TVC를 실시하여 GTO 필요 근지점 속도를 만족시킨다. GTO에 투입되면 phase end로 적도면 상에서 페이로드가 분리되는 것으로 가정하였다.

24 프로그램 검증

정지궤도 발사체 성능 해석에 앞서 참고문헌

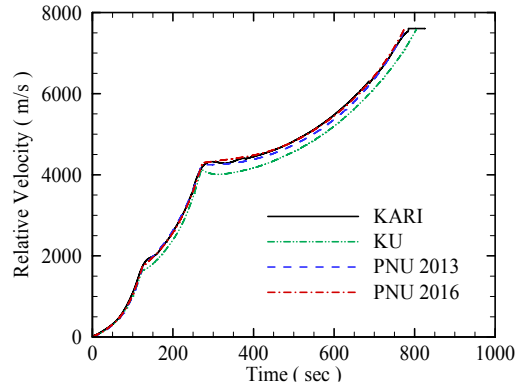


Fig. 8 Comparison of relative velocity for KSLV-I.

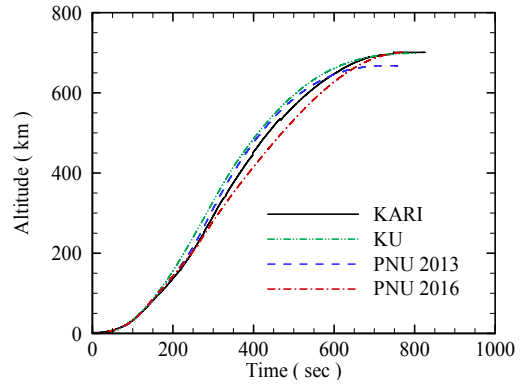


Fig. 9 Comparison of altitude for KSLV-I.

Table 1. Comparison of inclination.

	KARI[8]	Present result
Inclination	98.2°	98.1°

[9]의 KSLV-2 성능 표를 참고하여 궤적해석 프로그램을 검증하였다. KSLV-2의 미션은 SSO (Sun Synchronous Orbit) 700 km 고도, 경사각 98.1°에 Payload 1.5톤을 수송하는 미션으로써, 이전의 연구에서 수행한 KSLV-2의 궤적 계산 결과와 비교하여 검증하였다[3,9,10]. Fig. 8과 Fig. 9에서는 최종 속도와 최종 고도를 확인 할 수 있고 Table 1에서는 최종 궤도 경사각이 거의 일치하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 9의 고도 그래프에서 이전의 결과에 비하여 목표고도에 보다 정확히 도달한 것을 확인하였다. 타 비

교 군과 진행 양상이 다소 차이나는 것을 볼 수 있는데 이는 궤도 경사각 조절을 위한 TVC에 의해 발생한 차이이며 동일 조건하에 그래프의 최종결과가 일치하므로 개념설계 단계에서의 성능 계산은 신뢰할 수 있다고 판단하였다[4,10].

3. 발사체 옵션 선정

전체 발사체의 옵션은 1·2단 엔진옵션과 3단 엔진옵션의 조합으로 정하였다. 1단과 2단에는 기본적으로 동일한 엔진을 사용하는 것으로 가정하였으며 3단 엔진은 추진제와 연료공급 방식에 따라 상세 분류하였다.

각 단의 질량은 참고문헌[9]의 KSLV-2의 구성품 질량 버짓을 참고하여 계산한 Table 2의 1단 75톤급 9개 클러스터, 2단 75톤급 1개, 3단 7톤급 가스발생기 사이클 케로신(Jet-A1) 엔진 발사체의 구성품 질량 버짓을 기준으로 하였다. 각 엔진옵션에 대해서 연소시간과 추력, 비추력(Specific Impulse, I_{sp}) 관계식으로 추진제 질량을 계산하고 이에 비례하도록 구조물의 질량을 설정했다. 엔진과 공급계통의 질량은 클러스터링 수에 비례하도록 하였으며 기타, 예비 질량에 대해서는 옵션에 관계없이 일정하다고 가정하였다.

90톤급 클러스터링 구성의 1단 연소시간과 지름은 SpaceX의 Falcon 9 발사체를 벤치마킹하였

고, 2단의 경우 KSLV-2의 2단 연소시간과 동일하도록 설정하였다. 3단의 경우 KSLV-2의 3단 연소시간을 기준으로 옵션별 추력, 비추력, 구조비에 따라 변화시켰다.

3.1 1·2단 엔진 옵션 선정

우리나라 우주개발 중장기계획에서는 엔진 9기를 클러스터링한 모델을 중궤도 및 정지궤도 발사체의 1단으로 제시하고 있다. 본 연구에서는 KSLV-2 사업을 통하여 개발 중인 가스발생기 사이클의 75톤급 케로신 엔진을 포함하여, 임무성능 향상을 위하여 연소실 압력을 90 bar로 상승시켜 개량한 90톤급 케로신 엔진을 각각 5, 7, 9기로 클러스터 하는 옵션을 가정하여 성능계산을 수행하였으며 Table 3과 Table 4에 1단과 2단의 제원을 정리하였다. Table 5에는 1단의 90톤급 클러스터 개수에 따른 구성품 질량 버짓을 나타낸 것이며 9개 클러스터를 기준으로 75톤 대비 14% 증가된 추진제 질량을 가지게 되어 예비, 기타를 제외한 항목의 질량이 14% 증가되었다고 가정하였다. 2단도 마찬가지로 75톤 대비 7% 증가된 추진제 질량에 의해 예비, 기타를 제외한 항목의 질량이 7% 가정되었다고 가정하였다.

Table 3. 1st stage system options.

	75t Class		90t Class		
	No. of engines	9	5	7	9
Thrust (ton) (Sea level)	599.4	430.83	603.17	775.5	
I_{sp} (s) (Sea level)	261.6	282			
I_{sp} (s) (Vacuum)	298.1	311			
Burn time (s)	132.0	125.7			
Total mass (ton)	333.0	212.23	295.79	379.37	
Structure mass (ton)	30.0	20.19	26.94	33.70	
Propellant mass (ton)	303	192.04	268.85	345.67	
Mass ratio	0.0901	0.0952	0.0911	0.0888	
Diameter (m)	4.5	2.683	3.175	3.6	
Length (m)	61	70	70	70	

Table 2. 75t class 9 engine component mass budget.

Component	1 st stage		2 nd stage		3 rd stage	
	mass (kg)	ratio (%)	mass (kg)	ratio (%)	mass (kg)	ratio (%)
Propellant tank	6,572	21.9	1,101	25.3	438	34.9
Structure	7,134	23.8	1,008	23.2	213	17.0
Engine	8,442	28.3	1,099	25.3	170	13.6
Feed system	4,509	15.1	557	12.8	193	15.4
etc	2,014	6.6	283	6.5	109	8.7
Spare	1,300	4.3	301	6.9	130	10.4
Total	29,957	100	4,349	100	1,253	100

Table 4. 2nd stage system options.

	75t Class	90t Class
Thrust (Vacuum) (ton _f)	80.4	95.2
I _{sp} (s) (Vacuum)	315.4	348
Burn time (s)	143.6	143.6
Total Mass (ton)	41.9	43.9
Structure mass (ton)	5.3	4.63
Propellant mass (ton)	36.6	39.3
Mass ratio	0.1265	0.1053

Table 5. 90t class component mass budget.

No. of engines	5		7		9	
	mass (kg)	ratio (%)	mass (kg)	ratio (%)	mass (kg)	ratio (%)
Propellant tank	4,162	20.6	5,827	21.6	7,492	22.2
Structure	4,519	22.4	6,326	23.2	8,134	24.1
Engine	5,347	26.5	7,485	27.8	9,624	28.6
Feed system	2,856	14.1	3,998	14.8	5,140	15.4
etc.	2,014	9.9	2,014	7.5	2,014	6.0
Spare	1,300	6.4	1,300	4.8	1,300	3.9
Total	20,198	100	26,950	100	33,704	100

3.2 3단 엔진 옵션 선정

기존의 7톤급 가스발생기 사이클 케로신 엔진의 성능을 개선하기 위해서 수소, 메탄, 프로판 등의 연료 다변화와 다단연소(Staged Combustion) 사이클이나 팽창기(Expander) 사이클 등 다양한 엔진 사이클 옵션을 고려하였으며, 이를 Table 6에 정리하였다[11]. 3단에서 사용된 추진제들은 각각의 특징이 있으며 표로 정리하여 Table 7로 나타내었다.

케로신의 경우 상온보관이 가능하고 나로호 발사를 통해 관련 기술 성숙도가 높은 것이 장점이나 연소과정에서 검댕(Soot)이 발생하므로 재사용 발사체에 적용에는 제한이 있으므로, 검댕 발생이 적은 추진제로 탄소 사슬이 없거나 짧은 메탄과 프로판을 고려하였다[12]. 메탄의 경우 화성탐사 임무에서 현지 자원을 활용한 생산(In-Situ Resource Utilization, ISRU)이 가능하

여 최근 국내외에서 메탄 로켓 개발을 위한 많은 연구가 진행 중이다. 프로판의 경우 상당히 넓은 온도영역에서 액체 상태이고(대기압 조건에서 85.5 K ~ 231 K) 이 구간 중 일부는 특히 액체산소 존재구간과 일치하므로 두 개의 탱크 대신 얇은 격벽으로 추진제와 산화제를 분리할 수 있다는 장점이 있다[12]. 액체수소의 경우 비추력이 가장 높은 장점이 있어 발사체 선진국은 이미 모두 개발하여 활용하고 있으나, 국내에서는 생산 및 보관에 대한 기술성숙도가 케로신이나 메탄 등 타 연료 대비 다소 부족한 상황이다. 그러나 최근 국내에서도 가스안전공사나 하이리움(주) 등의 기관에서 액체 수소 생산을 위한 시설구축 및 사업화가 진행되고 있기 때문에 향후 고려할 수 있는 옵션으로 여겨진다.

한편, 엔진 사이클에 따라서도 다음과 같은 차이가 있을 수 있다[11]. 가스발생기 사이클은 구조가 비교적 간단하지만 비추력 손실이 발생하며, 다단연소 사이클의 경우 비추력 손실이 저하가 발생하지 않으나 구조가 복잡해지고 질량이 추가될 수 있다. 추진제를 사용하는 팽창기 사이클은 비추력 손실이 없고 구조가 간단하다. 현재 국내에서 개발 중인 케로신 가스발생기 사이클 엔진은 연소압 증대로 추력과 비추력을 향상시킬 필요가 있으며, 다단연소 사이클 엔진은 상단용 엔진을 대상으로 연구 중이지만 기술이 성숙되면 1단용 엔진으로 확대할 필요가 있다. 극저온 연료인 수소나 메탄 엔진은 상단용 소형 엔진을 대상으로 팽창기 사이클로 개발할 필요가 있으며, 프로판 엔진의 경우는 저장 온도가 상대적으로 높기 때문에 본 연구에서는 다단연소 사이클로 고려하였다.

Table 8에 해석에 가정한 3단 10톤급 엔진의 구성품 질량 버짓을 정리하였다. 10톤급 케로신 엔진의 경우 엔진과 추진공급계통 무게는 RD-708K를 벤치마킹하였으며 7톤급 케로신 엔진에 비해 추진제 질량이 30% 늘어났기 때문에 기타, 예비를 제외한 항목의 질량이 30% 늘어났다고 가정하였다. 본 연구에서는 추진제의 온도와 압력, 밀도 등을 종합적으로 고려하여 극저온 추진제를 사용하는 10톤급 메탄 엔진의 탱크 질

량은 케로신 대비 1.4배, 구조물 질량이 1.2배로 되었다고 가정하였으며 다단 연소 사이클의 프로판 엔진의 질량은 동급의 케로신과 같다고 가

정하였다. 7톤급 옵션에서는 구조비는 일정하게 두고 추진제 공급방식과 추진제에 따른 비추력 변화에 따라 연소시간을 변경하는 것으로 가정하였다.

Table 6. 3rd stage system options.

Fuel	7t Class			10t Class		
	Jet-A1	LH ₂	Jet-A1	LCH ₄	LC ₃ H ₈	LC ₃ H ₈
Engine Cycle	G.C*	S.C**	E.C***	S.C	E.C	S.C
I _{sp} (s)	325	342	445	352	361	355
Burn Time (s)	501.6	527.7	686.6	501.6	514.4	506.0
Total Mass (ton)	12.6	12.6	12.6	15.68	15.96	15.68
Structure Mass (ton)	1.8	1.8	1.8	1.428	1.715	1.428
Propellant Mass (ton)	10.8	10.8	10.8	14.25	14.25	14.25
Mass Ratio	0.1429	0.1429	0.1429	0.0911	0.1074	0.0911

*Gas Generator, **Staged Combustion, ***Expander Cycle

Table 7. Characteristics of fuel type.

	Jet-A1	LCH ₄	LC ₃ H ₈	LH ₂
I _{sp} (s) (Vacuum)	352	361	356	445
Storage Temp. (K)	Room Temp.	112	90 (=LO ₂)	20
Specific Gravity	up to 0.81	0.423	0.728	0.070
TRL* (Rough)	enough	enough	enough	not enough
Cost	-	about 1/3 level of kerosene	about 2/3 level of kerosene	expensive

*Technology Readiness Level

Table 8. 10t class component mass budget.

Propellant	Jet-A1		LCH ₄		LC ₃ H ₈	
	mass (kg)	ratio (%)	mass (kg)	ratio (%)	mass (kg)	ratio (%)
Propellant tank	578	40.5	809	47.2	578	40.5
Structure	281	19.7	337	19.7	281	19.7
Engine	140	9.8	140	8.2	140	9.8
Feed system	190	13.3	190	11.1	190	13.3
etc	109	7.6	109	6.4	109	7.6
Spare	130	9.1	130	7.6	130	9.1
Total	1428	100	1715	100	1428	100

4. 결 과

4.1 1·2단 엔진 옵션별 결과

1·2단 엔진 옵션별 성능을 계산하기 위해 3단 옵션을 10톤급 S.C 케로신 엔진으로 고정하였다. 발사장은 외나로도 발사장을 기준으로 하였다. Fig. 10-13은 GTO 투입 궤적 해석 결과이며 속도와 고도가 목표를 충족함을 보여준다. Table 9에서 90톤급 엔진 9기 클러스터링의 경우 75톤급 9기 대비 1.3배의 화물을 투입시킬 수 있고 7

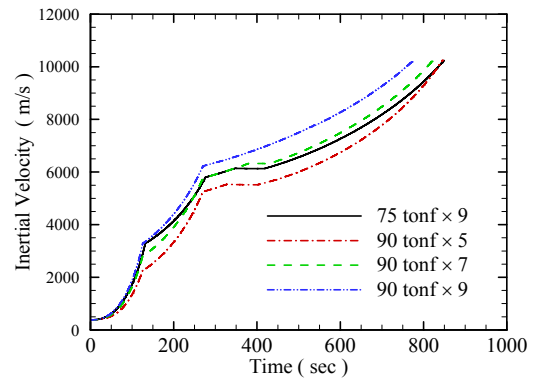


Fig. 10 Variation of inertial velocity for first-stages.

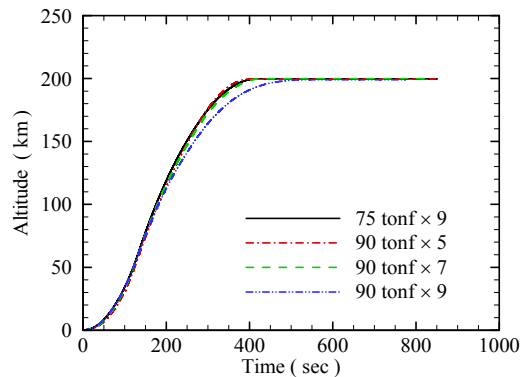


Fig. 11 Variation of altitude for first-stages.

기와 5기의 경우 각각 1배와 0.7배의 화물을 GTO 궤도상에 투입시킬 수 있음을 알 수 있다.

4.2 3단 엔진 옵션별 결과

3단 엔진 옵션별 성능을 계산하기 위해 1.2단 옵션을 75톤급 G.G 케로신 엔진 9기로 고정하였다. 발사장은 외나로도 발사장을 기준으로 하였

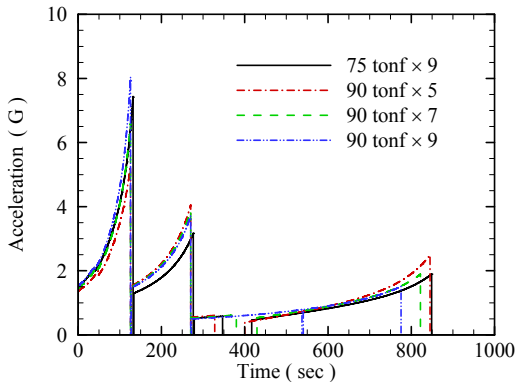


Fig. 12 Variation of acceleration for first-stages.

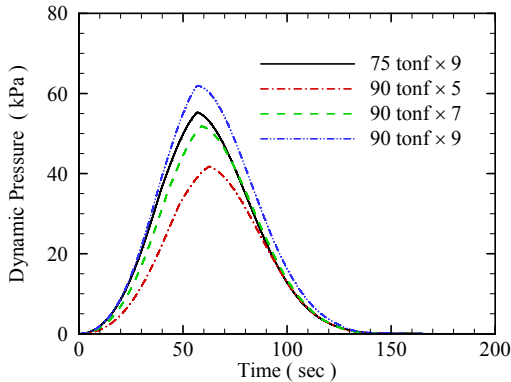


Fig. 13 Variation of dynamic pressure for first-stages.

Table 9. 1st & 2nd stage option comparison of payload.

Options	Payload (ton)
75t class × 9	3.53
90t class × 5	2.43
90t class × 7	3.53
90t class × 9	4.59

다. Fig. 14-16은 GTO 궤적 해석 결과이며 속도와 고도가 목표에 충족하는 것을 볼 수 있으며, Table 10에서는 7톤급 G.G 케로신 엔진을 기준

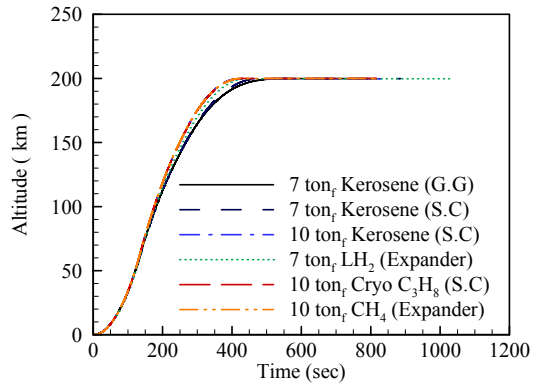


Fig. 14 Variation of altitude for third-stages.

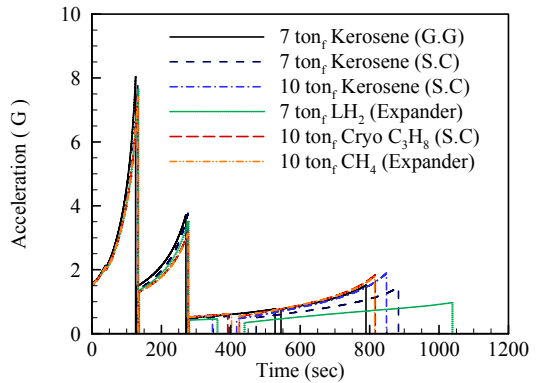


Fig. 15 Variation of acceleration for third-stages.

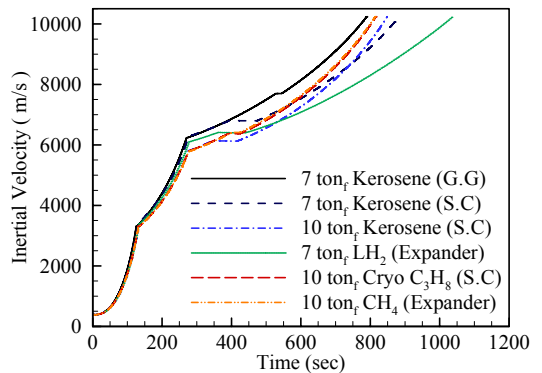


Fig. 16 Variation of inertial velocity for third-stages.

Table 10. 3rd stage option comparison of payload.

Options	Payload (ton)
7ton class G.G Jet-A1	2.47
7ton class S.C Jet-A1	2.57
7ton class E.C LH ₂	4.00
10ton class S.C Jet-A1	3.53
10ton class E.C LCH ₄	3.61
10ton class S.C LC ₃ H ₈	3.65

으로 10톤급 엔진은 1.43배의 수송능력을, 수소 엔진의 경우 1.6배의 수송능력을 보였다. 메탄 엔진과 프로판 엔진은 각각 1.46배와 1.48배로 케로신의 최대 수송능력을 다소 상회하기 때문에 케로신 엔진의 대안으로 적합하다고 판단된다. 7톤급 S.C 케로신 엔진은 약 1.05배의 수송능력을 보였으며 이는 가스발생기에 의해 손실되었던 비추력과 연소시간이 증가하였기 때문으로 보인다.

4.3 발사장 별 결과

발사장 별 GTO 투입 성능을 비교하기 위하여 1단 옵션으로 90톤급 케로신 엔진 9기 클러스터링, 2단 옵션으로 90톤급 케로신 엔진 1기, 그리고 3단 옵션으로 10톤급 S.C 케로신 엔진을 선택한 후 초기 위도와 발사 방위각을 재설정하였고, 이를 바탕으로 발사 궤적프로그램을 사용하여 결과를 도출하였다.

각 발사장의 위도와 경도, 그리고 방위각을 Table 11에 정리하였으며, 이를 바탕으로 성능계산을 수행한 결과 Table 12와 같이 적도를 기준으로 두었을 때 외나로도는 적도의 0.84배, 동해안은 적도의 0.94배에 해당하는 GTO 수송능력을 보였다. 이는 지구의 자전효과에 기인한 것으로, 발사장 별 GTO 수송능력은 큰 차이가 없으나 궤도면 경사각이 크게 다르고 이는 최종목표 궤도인 지구정지궤도(Geostationary Earth Orbit) 투입에 필요한 궤도면 변경 속도 요구량의 차이를 크게 만들기 때문에 Geostationary Earth Orbit (GEO) 수송능력 차이는 더 벌어질 것으로 판단된다. 각 발사장 별 궤적은 Fig. 17-19와 같

Table 11. Launch site location.

Location	Latitude	Longitude	Azimuth
Naro	34.4286°	127.5372°	170°
East Sea	38.4117°	128.4708°	67°
Equator	0°	137°	90°

Table 12. Launch site comparison of payload.

Location	GTO Payload (ton)	ΔV to GEO (km/s)
Naro	4.59	3.25
East Sea	5.15	2.21
Equator	5.45	1.48

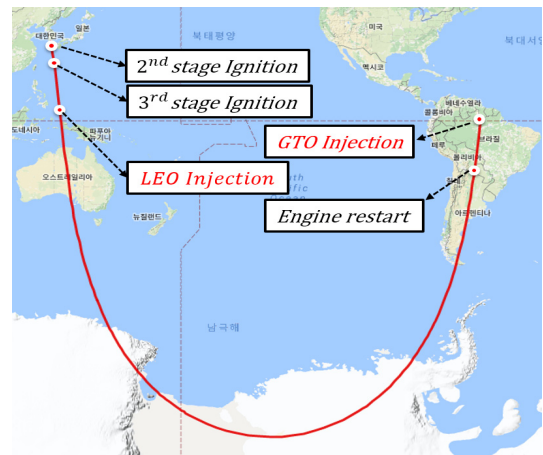


Fig. 17 Launch trajectory from the Naro space center.

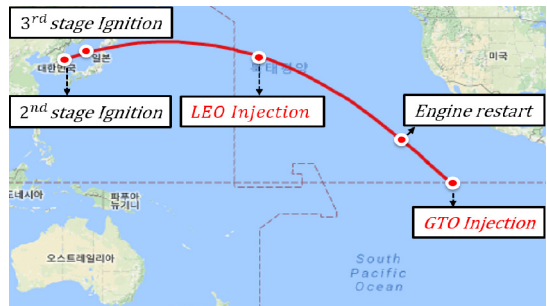


Fig. 18 Launch trajectory from the East Sea.

이 나타났으며 1단 종료 지점은 외나로도 발사장 동남남 113 km, 동해안발사장 동북 100 km,

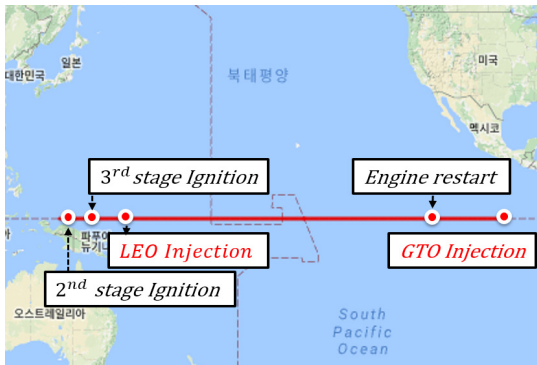


Fig. 19 Launch trajectory from the Equator.

적도 발사장 정동 112 km 지점으로 모두 공해 상에 낙하하는 것을 확인할 수 있었다.

5. 결 론

본 연구에서는 정지궤도 발사체 설계를 위한 시스템 옵션에 따른 성능계산을 시행하였다. 발사장 위치와 궤도 경사각을 고려하기 위해 3자유도 궤적계산 프로그램을 작성하고 나로호 후속 발사체의 데이터와 비교해 검증하였다. 개발된 프로그램으로 정지궤도 발사체의 시스템 옵션을 설정하고 발사성능 계산을 실시하였다. 1·2단 엔진은 기존의 75톤급 엔진을 개량하여 클러스터링 개수를 조절하는 것을 옵션으로 하였고, 3단 엔진은 추진제와 연료 공급방식을 변경하고 추력을 늘리는 것을 옵션으로 하였다.

GTO 투입 성능 계산 결과 1·2단 엔진은 기존의 75톤급 엔진 9기 클러스터와 연소실 압력을 높인 90톤급 엔진 7기 클러스터의 성능이 동등한 것으로 나타났으며, 90톤급 엔진 9기 클러스터의 경우 75톤급 엔진 9기 클러스터 대비 30% 향상된 수송능력을 보였다. 3단 엔진은 기존의 7톤급 케로신 엔진이 2.47톤을 수송할 수 있는 반면, 다단연소 사이클 엔진을 사용하고 연소실 압력을 올린 10톤급 케로신 엔진은 47% 향상된 3.53톤을 수송할 수 있는 것으로 나타났다. 7톤급 수소 엔진은 수송 능력은 60%로 향상된 4톤으로, 3단 옵션 중 가장 큰 것으로 나타났다. 메탄

엔진과 프로판 엔진은 각각 46%와 48% 향상된 3.61과 3.65톤의 수송능력을 보였다.

실제 발사체 개발과정에서는 매우 많은 수의 반복과정을 거쳐 설계가 확정되지만, 추진제의 선정과 엔진의 방식 등은 개발에 앞서 논의되어야 할 사항이다. 따라서 본 연구의 결과는 향후 정지궤도 발사체 개발에 앞서 추진기관에 따른 발사체의 임무 성능을 가늠하여 보는 참고자료로 이용될 수 있을 것으로 여겨진다.

후 기

본 논문은 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 선도연구센터지원사업(NRF-2013R1A5A1073861)에 의한 서울대학교 “차세대 우주 추진 연구센터”의 지원 및 우주핵심기술개발사업(2013M1A3A3A02042430)의 지원으로 작성되었습니다.

References

1. “Middle and Long Term Space Development Plan,” The Korea Aerospace Research Institute, https://www.kari.re.kr/kor/sub04_02_02.do. 26th Nov. 2013.
2. “Commercial Space Transportation Forecast,” Federal Aviation Administration, 2014.
3. 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.
4. 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.

5. Roh, W.R., "A Study on the Trajectory Optimization and Inertial Guidance Algorithm Design for Satellite Launch Vehicles," PhD Thesis, Seoul National University, Seoul, 2001.
6. Oh, B.S., Lee, J.H., Roh, W.R., Joh, M., Park, J.J. and Cho, G.R. "The Conceptual Design of Launch Vehicle," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 30, No. 6, pp. 130-141, 2002.
7. Fleeman, E.L., *Tactical Missile Design*, AIAA Inc., Reston, V.A., U.S.A., 2001.
8. Hintz, G.R., *Orbital Mechanics and Astrodynamics: Techniques and Tools for Space Missions*, Springer, Cham, Switzerland, pp. 35, 2015.
9. 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, 2012.
10. 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 KSAS Spring Conference*, pp. 616-621, 2015.
11. Sutton, G.P. and Biblarrz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 8th Ed., John Wiley & Sons, Inc., New Jersey, N.J., U.S.A., 2010.
12. Park, B.S., Lee, J.K. and Kwon, S.J., "The Comparison of Methane and Propane for Bipropellant Thruster," *Proceedings of the KSAS Fall Conference*, pp. 540-543, 2012.