

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(7), 544-551(2014)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.7.544>

액체로켓 부스터를 부착한 한국형발사체의 발사 성능 분석

양원석, 최정열*

Performance Analysis of KSLV-II Launch Vehicle with Liquid Rocket Boosters

Won-Seok Yang and Jeong-Yeol Choi*

Department of Aerospace Engineering, Pusan National University

ABSTRACT

A program of launch vehicle performance analysis is composed for the education of the conceptual design of launch vehicles and the requirement analysis for the propulsion system design. The program is applied for the mission analysis of space launch vehicles based on KSLV-II with liquid rocket boosters. The 75-ton class liquid rocket engine is assumed for the boosters by referring the mass ratio of KSLV-II second stage. The launch performance analysis is carried out for KSLV-II with 2, 3 and 4 boosters by targeting the circular orbit of 700 km altitude. The trajectory is assumed as two-dimension considering the variation of the flight environment. Payload of advanced KSLV-II could be increased to maximum 3 tons, though it is limited by the thrust performance of the upper stage.

초 록

발사체 개념설계 교육 및 추진기관 요구 분석에 활용을 목적으로 발사체 성능 해석 프로그램을 작성하였으며, 이를 이용하여 액체로켓 부스터를 장착한 한국형발사체의 성능해석을 수행하였다. 액체로켓 부스터의 성능은 75톤급 액체로켓엔진을 기본으로 하여 한국형발사체의 2단부 구조비를 참고하였다. 발사체의 성능해석은 700 km궤도를 목표로 부스터의 수를 2, 3, 4개로 늘려가며 분석하였다. 발사체 궤적은 비행환경을 고려한 2차원으로 가정하였다. 부스터를 장착하는 경우 탑재가능화물 무게는 3톤까지 증가함을 확인하였지만, 화물 능력은 상단부의 추력에 크게 제한받는 것으로 판단된다.

Key Words : KSLV-II(한국형발사체), Liquid Rocket Booster(액체로켓부스터), Trajectory Analysis(궤적해석)

1. 서 론

발사체사업은 고부가가치산업으로 우주개발선진국을 주축으로 진행되고 있으며 그 규모가 점점 커지고 있다. 우리나라의 경우 나로호 사업으

로 발사체기술 및 제반시설에 관한 기술을 습득하였으며 최근 국가우주위원회를 통하여 2040년까지의 우주개발진흥기본계획을 수립하였다. 이에 따르면 2020년까지 한국형발사체를 개발완료하고 이를 기반으로 차기 발사체를 개발하여 발

† Received: February 24, 2014 Accepted: May 27, 2014

* Corresponding author, E-mail : aerochoi@pusan.ac.kr<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871



Fig. 1. Space R&D road map of Korea

사체 시장으로의 진출을 피하고 있다[1].

현재 발사체 시장을 선도하는 우주개발선진국의 경우, 발사체를 개발함에 있어 기존의 발사체를 활용하여 시리즈를 구성하여 목적에 맞게 사용하고 있다. 대표적으로 발사체 시장 수요의 절반을 차지하는 ESA의 Ariane 시리즈와 미국의 Delta, Atlas 시리즈가 있으며 최근 발사성공에 따라 발사체 시장에 입성한 Falcon 시리즈가 있다. 이 발사체들은 개발된 발사체에 부스터를 장착하거나 상단을 개량하여 발사성능을 업그레이드한 발사체이다. 이러한 발사체 시리즈는 개발되어 검증된 발사체를 기본으로 하기 때문에 개발기간과 개발비용도 절감할 수 있으며 위험요소를 크게 감소시킬 수 있는 이점이 있다.

한편, 국가적 수준의 우주 개발이 진행될수록 교육과정에서 발사체 개발에 대하여 보다 심도 있게 다룰 필요가 있다. 또한 재사용 가능 발사체 및 이를 위한 추진 기관 연구를 위하여 개략적인 발사체 임무 분석 능력이 필요하다. 이를 위하여 본 연구에서는 발사체 개념설계에 적합한 수준으로 간단하고 신속히 결과를 얻을 수 있는 발사체 성능 분석 프로그램을 작성하였으며, 2020년에 발사예정인 한국형발사체에 적용하여 검증하고 액체로켓 부스터를 장착한 한국형발사체 발사전형의 발사성능을 추정하여 보았다.

II. 발사체 궤적계산

2.1 발사체 모델링 및 지배방정식

발사체 성능분석을 위해 우선 발사체를 간단하게 모델링 하였다. 날개가 없는 발사체를 2차원으로 질점으로 모델링하면 다음의 연립 미분방

정식으로 나타낼 수 있다[2].

$$\frac{dv}{dt} = \frac{F}{m} \cos(\psi - \theta) - \frac{c_D}{2m} \rho v^2 A - g \sin \theta \quad (1)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{F}{mv} \sin(\psi - \theta) + \frac{c_L}{2mv} \rho v^2 A - \frac{g}{v} \cos \theta \quad (2)$$

위의 미분방정식을 4차 Runge-Kutta법으로 수치적분하면 발사체의 속도와 비행경로 각(Flight Path Angle)을 구할 수 있다. 이때 추력은 대기압에 의한 추력 손실을 감안하여 아래와 같이 계산한다.

$$F = F_{vac} - P_a A_e \quad (3)$$

발사체 질량은 초기 질량(m_0)에서 시간에 따라 일정한 유량감소를 가정하여 아래와 같이 계산한다.

$$m = m_0 - \dot{m} * t \quad (4)$$

고도는 속도를 적분하여 계산할 수 있고 동압은 (6) 식과 같이 계산할 수 있으며 가속도는 (1) 식으로 계산한다.

$$\frac{dh}{dt} = v \sin \theta \quad (5)$$

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

2.2 공력해석

일반적으로 우주 발사체는 아음속, 초음속 그리고 극초음속으로 비행하기 때문에 공력하중 및 마찰에 의한 공력가열 등을 예측하여 설계해야한다.

하지만 특정한 발사체의 정확한 공력 특성을 얻기 위해서는 많은 수의 풍동시험이나 전산유체 해석을 통하여 구축한 데이터베이스를 이용하여야 하므로 본 연구에서는 경험식을 사용하여 개략적으로 계산하였다[3].

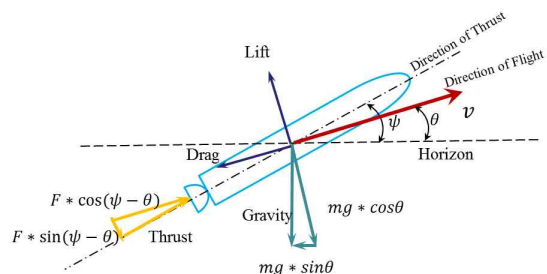


Fig. 2. Simple modeling of Launch Vehicle

Figure 2와 같이 2차원으로 모델링한 우주발사체에 가해지는 공력은 양력과 항력으로 구분할 수 있다. 한국형발사체는 날개가 없는 세장형 발사체로써, 이륙 후 25초부터 중력 턴을 수행한다. 발사체에 작용하는 공력은 중력 턴 구간에서 가장 크며 이 과정에서 받음각이 매우 작은 상태이므로 양력의 영향은 크지 않다고 판단하여 항력만을 개략적인 경험식을 통해 계산하였다.

발사체에 가해지는 항력은 발사체 표면의 마찰에 의한 마찰 항력과 발사체 기저면의 압력차에 의해 발생하는 기저 항력 그리고 초음속 비행 영역에서 발생하는 조파 항력으로 구분할 수 있다. 마찰항력은 비행 마하수와 상관없이 (8) 식을 사용하여 계산하며 기저항력의 경우 관성비행과 동력 비행시 기저면의 압력이 다르므로 두 경우에 사용하는 식이 다르다. 본 연구에서는 관성비행 없이 각단이 연속적으로 추진됨을 가정하였으므로 비행 속도에 따라 아음속에서는 (9)식을, 초음속에서는 (10) 식을 사용하여 계산한다. 조파 항력의 경우, 아음속 영역에서는 충격파가 발생하지 않기 때문에 조파항력은 0으로 계산하고 초음속 영역에서는 (11) 식을 사용하여 계산한다.

$$C_D = (C_D)_{Base} + (C_D)_{Friction} + (C_D)_{Wave} \quad (7)$$

$$(C_D)_{Friction} = 0.053 \left(\frac{l}{d} \right) \left(\frac{M}{ql} \right)^{0.2} \quad (8)$$

$$(C_D)_{Base, Powered} = \left(1 - \frac{A_e}{S_{ref}} \right) (0.12 + 0.13M^2) \quad (9)$$

$$(C_D)_{Base, Powered} = \left(1 - \frac{A_e}{S_{ref}} \right) \left(\frac{0.25}{M} \right) \quad (10)$$

$$(C_D)_{Wave} = \frac{3.6}{\frac{l_N}{d}(M-1) + 3} \quad (11)$$

2.3 궤적 해석 방법

궤적 최적화를 위해서 비행 이벤트를 설정하여야 한다. 본 연구에서는 궤적 최적화 검증 대상으로 한국형발사체를 선택하였으며 발사 이벤트는 Table 1과 같다[4].

각 단의 연소 시간은 발사체 사이징(sizing) 단계에서 설정되는 값이며 이 과정이 끝난 발사체는 궤적은 각도 변화와 관성 비행의 시간에 따라 변한다. 각도 변화의 경우 수직 발사 후 5~10초에 발사체 비행방향을 바꾸는 킥턴 기동을 수행하고 약 10~20초간의 킥턴 후 중력 턴을 수행한다. 중력 턴은 동압이 작용하는 비행 구간에서

Table 1. Flight sequence of KSLV-II

Sequence	time (sec)	Velocity (m/s)	Altitude (km)
Lift off	0.0	0.0	0.2
Kick turn	10.0	36	0.4
Gravity turn	25.0	107	1.4
1 st stage end	125.3	1,770	52
2 nd stage end	272.0	4,246	239
3 rd stage end	777.6	7,591	701

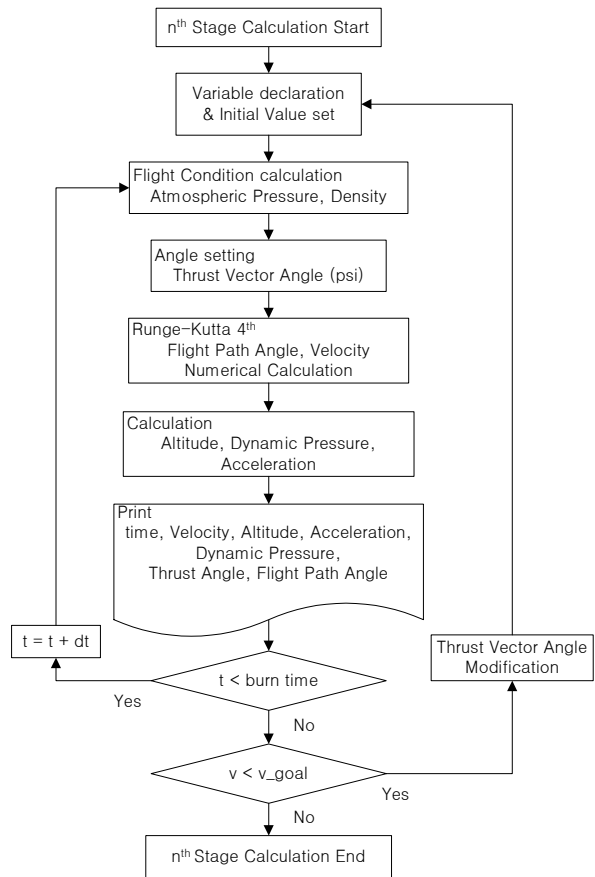


Fig. 3. Flow chart for the stage calculation

받음각이 0도가 되도록 하는 기동으로서 공력에 의한 발사체 벤딩 모멘트를 최소화 하는 기동이다. 따라서 공기가 희박한 고도에 도달하면 중력 턴을 종료하고 목표 궤도와 속도를 만족하는 비행 각도를 조절하도록 한다.

관성 비행은 발사체의 목표 고도가 높을 경우 수행되는 경우가 많으므로 본 연구에서는 관성운동은 감안하지 않고 각 단을 연속적으로 추진하도록 가정하였다. 따라서 본 연구에서는 추력각도 변화량(ψ)이 발사체 궤적 최적화의 변수이다.

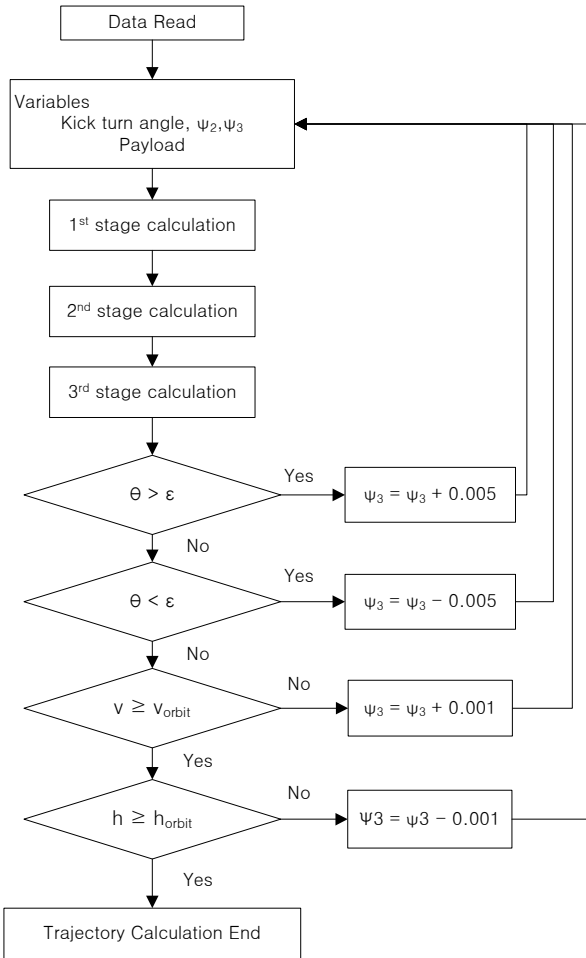


Fig. 4. Flow chart of trajectory analysis

궤적 계산은 Fig. 3과 같은 과정으로 수행되고 각단의 계산은 Fig. 4와 같이 변수인 각도를 임의로 설정한 뒤 시간에 따라 식 (1), (2)를 수치적분하여 비행 속도와 비행경로 각을 계산한다. 속도와 비행경로 각으로부터 비행 고도를 계산하고 대기압과 대기 밀도를 보정하여 비행 상황에 적합한 환경을 모사한다. 궤적 최적화의 최종 구속 조건은 목표속도, 목표고도, 최종자세이며 이 조건은 목표 궤도에 따라 결정된다.

3단의 계산이 끝난 후 최종 고도를 입력받아 필요속도를 계산하고 최종 속도가 이에 미치지 못할 경우 변수인 각도를 보정하여 계산과정을 반복한다. 보다 정교한 궤적 설계를 위해서는 고급의 최적화 과정이 필요하지만 본 연구의 목표를 벗어나는 범위이므로 고려하지 않았다.

2.4 해석 프로그램 검증

작성된 성능해석 프로그램은 알려진 한국형 발사체의 사양을 이용하여 공개된 설계 결과와 비교하여 검증하였다. Table 2에 한국형발사체

Table 2. Performance of KSLV-II

	1단	2단	3단	fairing
직경(m)	3.3	2.9	2.6	3.05
길이(m)	22.2	11.8	5.5	8.0
총중량(ton)	143.1	41.9	12.6	0.9
추진제 중량(ton)	128.2	36.6	10.8	
연소후 중량(ton)	14.9	5.3	1.8	
진공추력(tonf)	304.1	80.4	7.0	
진공 비추력(sec)	298.1	315.4	325.1	
연소시간(sec)	125.7	143.6	501.6	

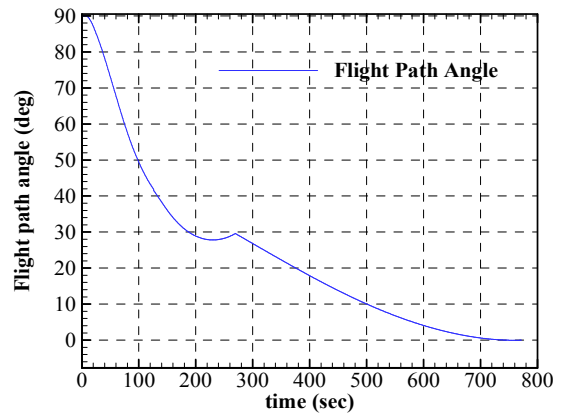


Fig. 5. Temporal variation of flight path angle

사양 및 성능을 요약하였다.

Figure 5는 시간에 따른 비행경로 각을 나타낸 결과로써 최종 각도가 0 도에 수렴하여 원궤도의 각도 조건을 만족함을 알 수 있다. 해석 결과로 얻어진 발사체의 속도와 고도를 Fig. 6과 7에 참고문헌의 결과와 비교하였으며, 최종 속도와 최종고도를 Table 3에 요약하였다. 전체적으로 두 그래프의 양상이 일치하지만 목표 고도로 설정한 700 km에는 3.4% 모자라고 최종 속도는 0.24% 초과함을 알 수 있다.

이러한 차이의 원인을 검토하기 위하여 발사체에 가해지는 동압과 가속도를 Fig. 8과 9에 각각 비교하였다. Fig. 8의 동압 그래프 보면 50초 부근부터 동압이 다르게 나타남을 확인할 수 있는데, 비행경로 각 설정의 차이 및 조파 항력 등 공력 모델에 따른 오차에 의하여 초반부의 속도가 낮게 계산되었기 때문으로 여겨진다. Fig. 9의

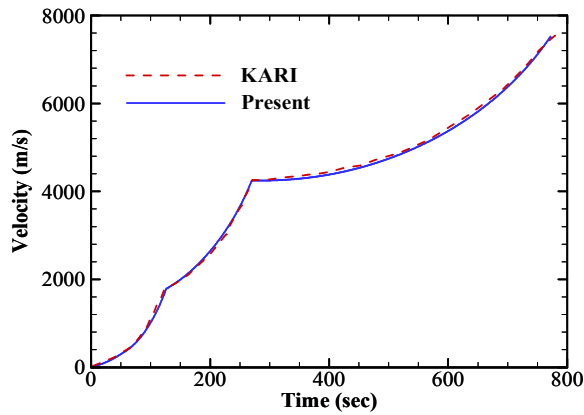


Fig. 6. Comparison of velocity variation

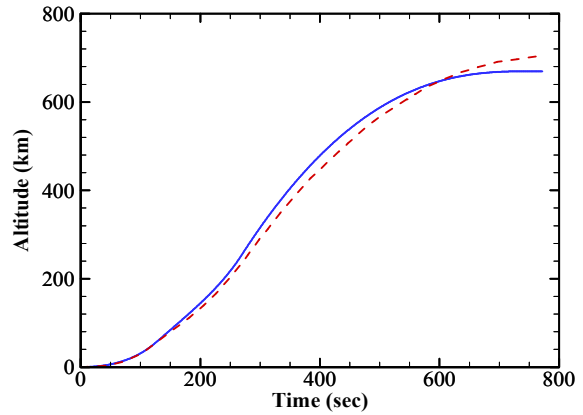


Fig. 7. Comparison of altitude variation

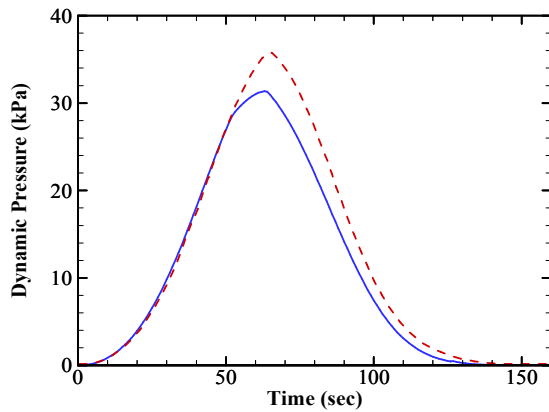


Fig. 8. Comparison of dynamic pressure

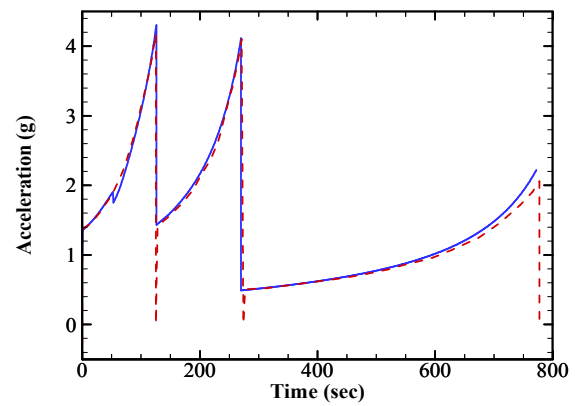


Fig. 9. Comparison of acceleration

Table 3. Final value of trajectory analysis

	Target Orbit	Calculation result
Altitude (km)	700	676
Velocity (m/s)	7,505	7,518

가속도 변화에서 약 50초 부근의 1단 가속도변화에 찌그러짐이 발생한 것은 음속 통과 지점에서 항력 모델이 연속적으로 변화하지 않기 때문이다. 또한 각 단의 분리 단계에서는 관성 비행을 고려하지 않고 각단의 연소가 연속적으로 수행된다는 가정에 따라 가속도가 0으로 감소하지 않는 오차가 발생한다. 전체적으로 본 해석의 결과와 참고문헌의 결과의 차이는 비행경로 각의 차이 및 세부적인 공력 모델 등의 차이에서 발생하는 것으로 여겨지므로 정밀한 설계를 위해서는 이에 대한 보완이 필요한 것으로 여겨진다.

$$v = \sqrt{\mu_{Earth} \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \quad (12)$$

$$\mu_{Earth} = G^* m_{Earth} \quad (13)$$

한편 본 해석의 결과를 (12), (13) 식의 원 궤도 식에 적용할 경우, 목표 고도에 대하여 최종 속도가 이를 만족하므로 궤도 투입에는 성공함을 알 수 있다. 본 연구의 해석 결과는 간단한 모델 및 해석 방법에 따라 한국형발사체의 설계 결과와 다소의 차이가 있지만, 교육과정에서 필요한 정도의 낮은 정도의 기술 수준과 효율적 계산을 위하여 도입된 가정을 고려하면, 개념설계 수준에서는 충분한 수준의 정확도를 가지는 것으로 여겨진다.

III. 로켓부스터 장착 해석

3.1 고체로켓부스터

우주발사체에 장착하는 부스터는 크게 고체로켓 부스터와 액체로켓 부스터로 나누어진다. 대부분의 발사체에서는 상대적으로 구조가 간단하면서 개발이 용이하고 강력한 추력을 발생할 수 있는 고체로켓 부스터를 이용하고 있으며, 대표

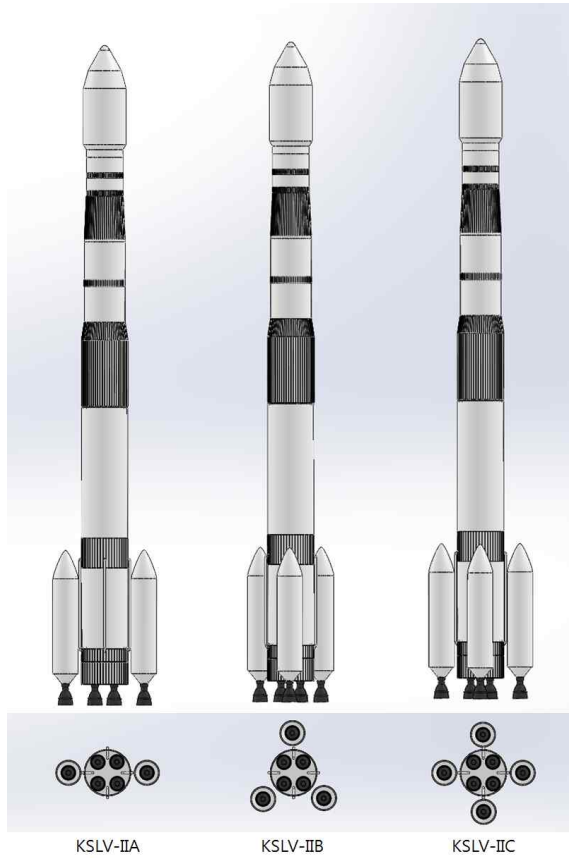


Fig. 10. Series of KSLV-II launch vehicles

적으로 우주왕복선의 SRB(Solid Rocket Booster)와 일본 H-IIA의 SRB-A가 있다. 하지만 우리나라는 한미 미사일 지침에 따라 고체연료 발사체 사용에 제한이 있으므로 현재로선 액체로켓 부스터를 사용하는 것이 개발가능성이 높다고 사료되어 본 연구에서 고체로켓 부스터는 고려하지 않았다.

3.2 액체로켓부스터

한국형발사체 사업의 2단계에서는 75톤급 액체엔진 1기를 이용한 시험 발사체를 계획하고 있다. 따라서 이 시험발사체를 부스터로 이용하는 경우 개발 기간 및 비용을 상당히 경감시킬 수 있을 것으로 여겨진다. 따라서 본 연구에서는 한국형발사체의 75톤급 액체엔진을 이용하는 부스터를 대상으로 해석을 수행하였으며 구조비는 한국형발사체의 2단부 성능을 참고하여 Table 4와 같이 가정하였다. 본 연구에서는 한국형발사체에 부스터를 2, 3, 및 4개 장착한 발사체의 성능해석을 수행하였다[5].

3.3 부스터부착 해석 결과

부스터를 장착한 경우의 해석은 1개의 단이 추가된 형식으로 해석을 진행한다. 본 연구에서

Table 4. Performance of booster

Total mass	34.4 ton
Propellant mass	29.3 ton
Thrust (vac.)	76 tonf
Specific Impulse (vac.)	298.1 sec
Burn time	115 sec

Table 5. Launch vehicle configurations

	KSLV-II	KSLV-IIA	KSLV-II B	KSLV-II C
Booster	-	2x75 t	3x75 t	4x75 t
Payload	1.5	2.3	2.71	3.05
Velocity	7,518	7,510	7,496	7,485
Altitude	676	716	744	764

고려한 액체로켓 부스터는 1단과 동시에 작동하며, 1단의 작동 시간 보다 10초 가량 먼저 연소 종료되어 분리 된다. 특히 비추력이 1단 엔진과 동일하기 때문에 특성 배기 속도의 계산도 용이한 장점이 있다. 부스터 분리 이후에는 1단 엔진의 나머지 연소시간에 대하여 1단 해석을 진행한다.

본 연구에서는 궤도 속도와 고도를 만족하는 최대의 화물 무게를 파악하기 위하여, 화물 무게를 증가시켜 가며 여러 차례의 해석을 수행하였으며, 궤도 조건을 만족하는 Table 5에 정리하였다. 이 결과에서 2개의 부스터를 장착한 경우 약 2.3 ton의 화물을 투입할 수 있으며 3개와 4개의 경우 각각 약 2.71 ton, 3.05 ton의 화물을 700 km 궤도상에 투입할 수 있음을 알 수 있다. 그러나 최종 고도가 목표 고도 이상이므로 이전 장의 KSLV-II에 대한 검증 결과에 비추어 볼 때, 보다 정밀한 궤도 최적화가 수행되는 경우 본 결과 보다 큰 화물을 목표 궤도에 투입하는 것이 가능하리라고 여겨진다.

이 결과에 대한 궤적 해석 결과를 Fig. 11-14에 정리하였다. 이 결과는 속도와 고도가 목표를 충족함을 보여준다. 여기서 Fig. 13의 동압은 부스터의 수와 비례함을 알 수 있는데 이 부분을 Fig. 14의 가속도 그래프와 연관하여 보면 초기 가속이 큼을 알 수 있다. 초기 가속이 큰 발사체는 중력 손실이 작기 때문에 효율적인 발사체라고 할 수 있지만, 초기가속이 너무 큰 경우 발사체가 받는 하중 또한 크므로 구조적으로는 바람

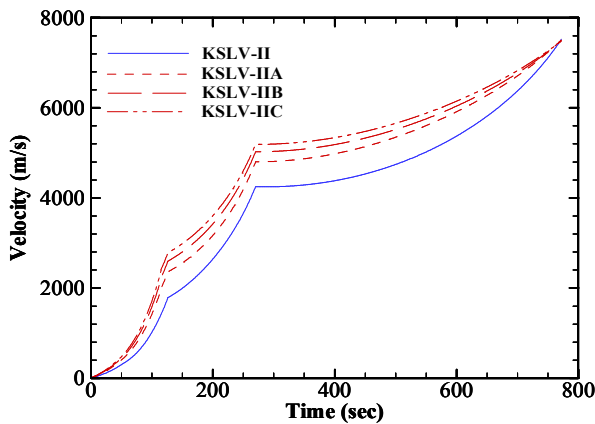


Fig. 11. Variation of velocity

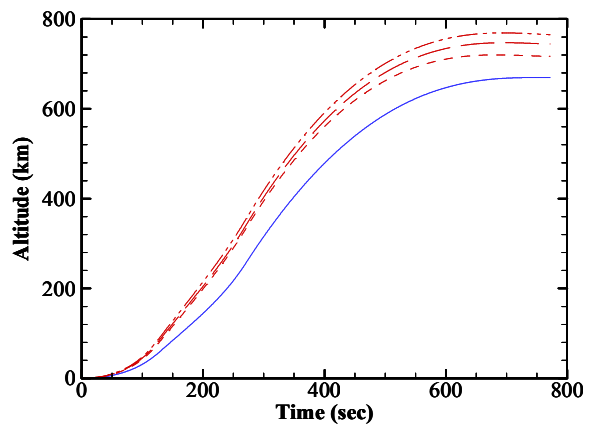


Fig. 12. Variation of altitude

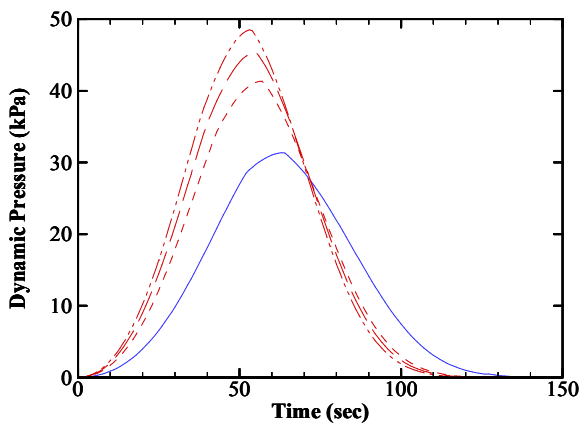


Fig. 13. Variation of dynamic pressure

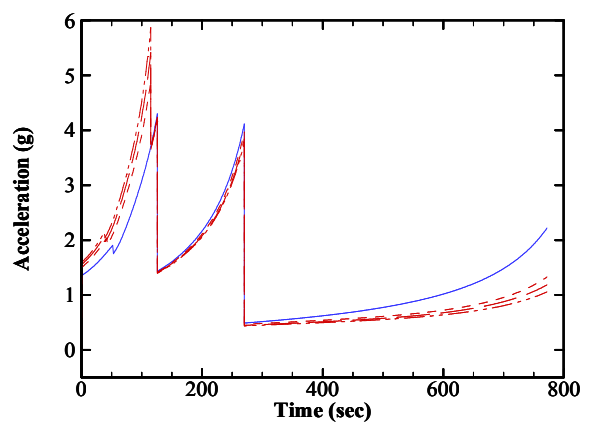


Fig. 14. Variation of acceleration

직하지 않다. 또한 3단부의 가속도 변화를 보면 화물무게 증가에 따라 가속도가 작아짐을 알 수 있다. 따라서 부스터 장착으로 증가하는 화물의 무게는 한계가 있음을 알 수 있다.

IV. 결 론

본 연구에서는 발사체 개념설계 교육 및 재사용 가능 추진기관 요구 분석에 활용을 목적으로 발사체 성능 해석 프로그램을 작성하였다. 작성된 프로그램은 알려진 한국형발사체의 사양 정보를 이용하여 항공우주연구원의 상세한 설계 결과와 비교하여 검증하였다. 최적화가 수행된 상세 설계 결과와 비교하여 본 연구의 결과가 다소 오차가 존재하지만, 개념설계 수준에서 충분한 정확도 및 효율성으로 궤도 투입 성능을 계산할 수 있는 것으로 여겨진다.

한국형발사체 개발과정의 시험발사체를 부스터로 활용하는 발사체의 궤적계산을 수행한 결과, 지구 저궤도에 2~3 톤의 화물을 투입할 수 있다. 상업용 비정지궤도위성 발사 서비스에서 2

톤 이상의 발사성능을 가진 발사체에 대한 수요가 월등히 높다는 점을 감안할 때, 본 연구에서의 발사체는 세계 상업용 발사체 시장의 수요를 충족할 것으로 여겨진다[1]. 그러나 부스터의 수가 증가함에 따라 최대 가속도가 증가하여 발사체 및 탑재물에 가해지는 하중이 증가함을 확인할 수 있었고, 상단부의 성능이 동일한 경우 부스터로 증가시킬 수 있는 발사성능에는 한계가 있음을 알 수 있었다. 따라서 상단부의 성능을 개량한다면 보다 나은 발사성능을 보여줄 것으로 판단된다.

본 연구를 통하여 개발된 발사체 궤적 해석 프로그램은 향후 교육과정에서 발사체 개념설계 및 재사용 발사체 추진 기관 연구에 충분한 신뢰도로 활용할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 2013년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 우주핵심기술개발사업의

지원(과제번호 2013M13A3A02042442)으로 수행된 연구의 일부입니다.

Reference

- 1) Choi, J.M., Lim, J.B., Park, J.H., "Trend and Prospect of Commercial Space Launch Vehicle Development and Korea Strategy on Global Space Launch Service Market Entry," *The Journal of Aerospace Industry*, 2013, pp. 53-65.
- 2) Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., New Jersey, U.S.A., 2010.
- 3) Fleeman, E.L., *Tactical Missile Design*, AIAA Inc., Virginia, 2001
- 4) Oh, B.-S., Lee, J.H., Roh, W.-R., Joe, M., Park, J.-J., Cho, G.-R., "The Conceptual Design of Launch Vehicle," *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Science*, 2002, pp. 130~141.
- 5) Noh, 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," *Proceeding of the 2012 KSAS Fall Conference, TC2-2*, 2012. pp. 233~239.