

KSLV-II 추진기관 탑재 추진제 잔류량 최소화 설계

정영석*, 조규식**, 오승협***

Design for Minimization of Onboard Propellant Residual in KSLV-II

Youngsuk Jung*, Gyu-Sik Cho**, Seung-Hyub Oh***

Abstract

The error of onboard propellants mass which is mostly occupied in total mass of launch vehicle and The error of residual affect the performance of launch vehicle seriously. In other words, the errors directly cause the error of total impulse. Therefore, optimization of performance of launch vehicle can be achieved by the minimization of the residual. For minimizing the residuals, the active control for completely depleting the propellants and the calculation method using probability for minimizing the residuals have been researched. In this paper, the added fuel was calculated for minimizing the residual and the minimized residual was predicted by the presented method.

초 록

발사체에서 추진제는 발사체 전체 중량의 대부분을 차지하는 것으로 추진제의 탑재량 오차 및 잔류량의 오차는 발사체 성능에 매우 큰 영향을 미치게 된다. 즉, 발사체의 총추력 오차를 발생시키게 된다. 그러므로 추진제 잔류량을 최소화하는 것이 발사체 성능을 최적화하는 방법이다. 이에 대한 방법으로 지금까지 연구된 것은 발사체에 능동제어 개념을 도입해서 추진제를 완전 소진시키는 방법과 추진제 잔류량을 최소화하기 위해 확률적인 방법으로 연료의 추가탑재량을 계산하는 방법이 연구되어졌다. 본 연구에서는 한국형 발사체 개발에 본 개념을 적용하여 추진제 잔류량을 최소화하기 위해 탑재해야할 연료 추가탑재량과 그때 남는 추진제 잔류량을 예측해 보았다.

키워드 : KSLV-II(KSLV-II), 발사체(Launcher), 추진기관(Propulsion), 잔류량(Residual)

1. 서 론

발사체에서 추진제는 발사체 전체 중량의 약 85~90%를 차지한다. 그러므로 추진제의 탑재량

오차 및 잔류량(발사체 추력 생성에 사용되지 않고 비행 종료시 발사체에 남는 추진제량) 오차는 발사체 성능에 매우 큰 영향을 미치게 된다. 즉, 발사체의 총추력 오차를 발생시키게 된다. 그러므로

접수일(2010년 12월 21일), 수정일(1차 : 2011년 5월 4일, 2차 : 2011년 6월 15일, 게재 확정일 : 2011년 7월 1일)

* 추진기관체계팀/ysjung@kari.re.kr ** 추진기관체계팀 /gscho@kari.re.kr ***추진기관체계팀/shoh@kari.re.kr

로 비행 종료시 추진제 잔류량을 최소화하는 것이 발사체 성능을 극대화하는 방법이다.[1]

이에 대한 방법으로 지금까지 연구된 것은 발사체에 능동제어 개념을 도입해서 추진제를 완전 소진시키는 방법과 추진제 잔류량을 최소화하기 위해 잔류량에 영향을 미치는 인자의 불확실성을 분석하여 잔류량이 최소화되도록 연료의 추가 탑재량을 계산 하는 방법이 연구되었다. 능동 제어 개념은 비행과정에서 산화제와 연료의 레벨 변화를 실시간으로 계측하고 적정 추진제 유량을 온보드 컴퓨터에서 산정하여 엔진에 장착되어 있는 혼합비 제어 밸브를 구동하는 것으로 비행 종료시 추진제 잔류량을 0으로 만드는 방법이다. 이 방법은 발사체 성능을 극대화 할 수 있는 최상의 방법으로 Propellant Utilization System 혹은 Tank Depletion System라 불리운다.[2] 그러나 본 시스템은 발사체 개발에 비용이 부가되고 발사체 시스템이 복잡해지며 중량이 늘어나는 단점이 발생하고 부품수의 증가로 발사체 신뢰도가 다소 낮아지는 문제가 발생한다. 이에 반해 연료의 추가 탑재량을 산정하는 보정 방법은 비행 전 잔류량에 영향을 미치는 주요 인자의 불확실성에 대해 최소화할 수 있는 방법을 사전에 강구하고, 최소화된 주요 인자의 불확실성으로 잔류량을 최소화하는 연료 추가 탑재량을 산정하는 것으로 단순히 비행운용시 지상에서 연료를 추가 탑재하는 것이 전부이다. 이 방법은 능동 제어 방식과 같이 추진제를 완전 소진시킬 수는 없기 때문에 발사체 성능을 극대화할 수는 없지만 추가되는 부품이 없기 때문에 시스템의 운용 신뢰도가 상대적으로 높아 미국의 초기 발사체 운용에서 많이 사용되었다. 실제로 미국의 경우 발사가 수회 반복됨에 따라 누적된 비행데이터를 이용하여 잔류량을 점점 줄이고 발사체 성능을 높였다.[3]

국내 발사체 개발에서는 발사체의 성능 극대화를 최초 발사체에서 구현하는 것보다 발사체의 운용 신뢰도를 높이는 방향으로 개발 목표를 선정하였다. 이에 따라 추진제 잔류량 최소화 방법도 연료의 추가 탑재량을 산정하는 보정 방법을 선택하였다.

본 논문에서는 발사체 잔류량에 영향을 미치

는 주요 인자들에 대해 검토하였고, 기존에 제시된 추진제 잔류량 최소화를 위한 최적 연료 추가 탑재량 산정 방법에 대해 언급하였으며 이를 이용한 KSLV-II 발사체의 연료 추가 탑재량을 산정하였고 그 결과를 분석하였다.

2. 본 론

비행 종료시 발생하는 추진제 잔류량 오차는 지상에서의 추진제 준비과정에서 발생하는 추진제 탑재량의 오차와 비행과정에서 생기는 추진제 혼합비 오차, 엔진 자체가 갖고 있는 혼합비 오차에 의해 영향을 받는다.

비행 과정 중 생기는 추진제 잔류량 오차의 원인은 공기가 존재하는 고도에서 발생하는 공력 가열량에 의한 극저온 추진제의 내부 기화 및 추진제 밀도 변화에 의해 발생하는 추진제 혼합비 오차, 추진제 탱크 압력 오차에 의한 혼합비 오차가 있다.

지상에서 추진제를 충전하는 과정에서 발생하는 추진제 탑재 오차는 추진제 탱크의 수축/팽창, 탱크 형상, 생산된 추진제의 밀도, 충전 레벨 계측, 외부에서의 열유입 예측 등의 불확실성으로 인해 추진제의 충전과정에서의 추진제 탑재량 오차가 발생한다.

본 논문에서는 먼저 지상에서 추진제를 충전하는 과정에서 발생하는 추진제 탑재량 오차에 대해 주요 인자의 불확실성이 추진제 탑재량 오차에 미치는 정도를 분석하고 그에 따른 추진제 탑재량 오차를 산정하였다.

두 번째로 비행과정에서 발생하는 여러 요인에 의한 추진제 혼합비의 오차에 대해 주요 요인의 영향 정도를 분석하고 그에 따른 혼합비 오차를 산정하였다.

마지막으로 추진제 탑재량 오차와 추진제 혼합비 오차 분석을 통해 추진제 잔류량 최소화를 위한 연료 추가 탑재량을 산정하였다.

2.1 추진제 탑재량 오차

추진제 충전시 추진제 탑재량 오차의 원인으로서는 4가지를 들 수 있다. 첫번째는 추진제 자체 생산 과정에서 나오는 오차(밀도 오차), 탱크의 형상 오차에 의해 나오는 오차, 탑재시 충전 온도에 의한 오차, 충전 센서에 의한 계측 오차가 있다.

오차의 원인에 의한 추진제 탑재량 오차는 식 (1)를 이용하여 계산할 수 있다.[4][5]

$$\begin{aligned} \varepsilon_{m,K} &= \pm \sqrt{\left(\frac{\partial m_K}{\partial \rho_K} \varepsilon_\rho\right)^2 + \left(\frac{\partial m_K}{\partial V_K} \varepsilon_V\right)^2 + \left(\frac{\partial m_K}{\partial T_K} \varepsilon_T\right)^2 + \left(\frac{\partial m_K}{\partial L_K} \varepsilon_L\right)^2} \\ \varepsilon_{m,O} &= \pm \sqrt{\left(\frac{\partial m_O}{\partial \rho_O} \varepsilon_\rho\right)^2 + \left(\frac{\partial m_O}{\partial V_O} \varepsilon_V\right)^2 + \left(\frac{\partial m_O}{\partial T_O} \varepsilon_T\right)^2 + \left(\frac{\partial m_O}{\partial L_O} \varepsilon_L\right)^2} \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 $\varepsilon_{m,K}$, $\varepsilon_{m,O}$ 은 추진제 탑재량 오차율(%), ε_V 는 탱크 제작상 형상 오차(m^3), ε_T 는 탑재 추진제 온도 오차(K), ε_L 은 레벨 측정 센서에 의한 레벨 오차(m), ε_ρ 는 생산된 추진제 밀도 오차(kg/m^3), m_K , m_O 는 기준 대비 탑재 추진제 총 중량 변화율(%), ρ_K , ρ_O 는 추진제 밀도(kg/m^3), V_K , V_O 는 추진제 탱크 부피(m^3), T_K , T_O 는 추진제 온도(K), L_K , L_O 는 추진제 레벨(m)이다. 하첨자 κ o 는 연료, 산화제를 뜻한다.

위 식을 이용하여 KSLV-II의 추진제 탑재량 오차를 계산하기 위한 기본 데이터는 표 1과 같다.[5]

표 2. KSLV-II 추진제 탑재량 및 탱크 직경[5]

	1단	2단	3단
연료 (kg)	40,689	11,142	3,349
산화제 (kg)	89,311	24,458	7,351
탱크직경 (m)	3.3	2.9	2.6

2.1.1 탑재 추진제 충전 온도에 따른 추진제 탑재량 오차

탑재 추진제의 충전 온도는 지상시스템의 유지 능력과 발사대 대기 상황에서의 외부 열유입

량에 따른다. 현재 KSLV-I 지상시스템의 경우 발사 요구 조건에 맞는 연료의 지상 온도 유지 조건은 $\pm 3K$ 이다.[6] 본 논문에서는 KSLV-I 기준을 그대로 적용한다. 온도는 288K를 기준으로 지상 유지 조건인 $\pm 3K$ 을 충전 온도 오차로 본다.

추진제 온도 변화에 따른 추진제 중량 변화율은 충전 예상 탑재량이 차지하는 기준 부피에서 $\pm 3K$ 변화하였을 때 추진제 중량 변화로 예측할 수 있다. 표 2에 변화율을 정리하였다. 추진제 온도 변화율은 288K 기준으로 $\pm 3K$ 이므로 ε_T 는 $\pm 3K$ 이다. $\frac{\partial m_K}{\partial T_K} \varepsilon_T$ 는 $\pm 0.3\%$ 이다. 2단, 3단도 동일하다.

표 2. 탑재 연료 온도 변화에 따른 추진제 탑재량 오차율

	1단	2단	3단
온도변화 (K)	$\pm 3K$		
밀도변화 (kg/m^3)	± 2.311		
탑재량변화 (kg)	± 118	± 32	± 10
탑재량변화율 (%)	± 0.29		
$\frac{\partial m_K}{\partial T_K}$ (%/K)	0.1		
$\frac{\partial m_K}{\partial T_K} \varepsilon_T$ (%)	± 0.3		

산화제의 경우 극저온 액체인 액체 산소를 사용함으로 충전시 포화상태이다. 그러므로 대기압 조건에 맞추어 추진제 온도와 밀도가 결정됨으로 추진제 온도 변화에 따른 추진제 탑재량 변화율을 없다. 다시말해 $\frac{\partial m_O}{\partial T_O} \varepsilon_T$ 는 $\pm 0.0\%$ 이다. 2단, 3단도 동일하다.

2.1.2 탱크 제작상 및 추진제를 탑재 했을 때 변형에 의한 추진제 탑재량 오차

추진제 탱크의 경우, 탱크를 제작하고 납품 받

기 전 탱크 제작에 따른 형상 오차, 온도에 따른 추진제 탱크의 수축/팽창 등이 탱크 내부로의 추진제 충전 과정에서 탑재량 오차를 야기한다. 이런 오차는 보정과정을 통해 사전에 추정 가능함으로 탑재 오차율을 줄일 수 있다. 보정을 하기 위해 탱크가 제작되면 온도가 일정한 물을 이용하여 수위별 탑재량을 측정한다. 수위측정은 외부에 수위를 알 수 있도록 눈금이 표시된 가시관을 통해 수행하고 탑재량 측정의 경우 정밀 mass flowmeter 혹은 중량계를 설치하는 것으로 수위별 탑재량을 보정한다. 그러나 보정과정에서도 mass flowmeter 혹은 중량계의 측정 오차가 있으므로 100% 탑재량을 맞추기는 불가능하고 보정과정에서의 계측기 측정 오차에 의한 탑재량 오차는 발생한다. mass flowmeter 혹은 중량계 오차는 ±0.1%, 계측 시스템의 오차가 ±0.3% 정도 임으로 보정과정을 통해 탱크 제작 및 변형에 의한 추진제 탑재량 오차는 ±0.3%[4]라 할 수 있다. 즉, (1)에서 $\frac{\partial m_K}{\partial V_K} \varepsilon_{Vr}$, $\frac{\partial m_O}{\partial V_O} \varepsilon_{Vr}$ 이 보정과정에서의 측정센서 및 측정 시스템 오차로 표현가능하며 ±0.3%로 산정 가능하다.

2.1.3 추진제 충전 계측 오차에 의한 추진제 탑재량 오차

발사대에서 추진제를 충전할 때 레벨을 측정하기 위해 사용하는 것은 capacitance 선형 센서, capacitance point 센서, ultrasonic 레벨 센서, 부유식 레벨 센서, 차압을 이용한 레벨 센서 등이 이용된다. 여기서 point 레벨 센서의 경우 ±1/4in.의 정확도를 가지는 것으로 상대적으로 정밀도 및 운용 신뢰성이 좋고 기존 해외 발사체에 많이 사용되었다.[2]

수위 조절을 위해 충전 유속의 경우 KSLV-I은 두가지 유속으로 충전을 하는데 연료 충전의 경우 고유량 약 13.5kg/sec(17liter/sec), 저유량 약 1.6kg/sec(2liter/sec)으로 설정하여 충전한다.[7] 수위 측정 센서는 3가지 수위에 레벨 센서를 부착하고 1번째 레벨 센서 감지까지 고유량(3m 직경 기준 약 2.4mm/sec)으로 충전하며 2번째 레

벨 센서(기준레벨)까지는 저유량(3m 직경 기준 약 0.28mm/sec)으로 충전하여 멈춘다. 3번째 레벨 센서는 충전 과다를 감지하기 위한 것으로 감지시 배출을 수행한다.

산화제인 액체 산소를 충전하는 경우에도 두가지 유속으로 충전한다. 고유량 약 28.4kg/sec(25liter/sec), 저유량 약 9.4kg/sec(8.3liter/sec)으로 설정하여 충전한다.[7] 수위 측정 센서는 5가지 수위에 레벨 센서를 부착하였는데 실제로 사용되는 것은 중간에 설치된 3가지 레벨 센서다. 가장 하단의 레벨 센서에 도달할 때까지 고유량 충전을 수행하고 가장 상단에 위치한 레벨 센서에 도달할 때까지 저유량 충전을 수행한다. 기준 레벨 센서는 상단 레벨 센서와 하단 레벨 센서 중간에 위치한다. 연료와 달리 이와 같이 구성한 이유는 액체 산소는 발사 대기동안 계속 증발이 일어남으로 시간이 지날수록 수위가 낮아진다. 그러므로 지상에서 액체 산소의 레벨을 기준 레벨과 상단 레벨 사이에서 저유량 충전으로 실시간 on-off 밸브 제어를 통해 레벨을 유지한다. 그러므로 액체 산소의 경우 충전 오차가 기준 레벨 센서와 상단 레벨 센서의 간격에 의해 결정된다.

표 3. 추진제 탱크 레벨 센서 오차에 따른 연료 탑재량 오차율

	1단	2단	3단
레벨변화 (mm)	±6.35		
부피변화 (m ³)	±0.0543	±0.0369	±0.0173
탑재량변화 (kg)	±43.3	±29.4	±13.8
탑재량변화율 (%)	±0.11	±0.26	±0.41
$\frac{\partial m_K}{\partial L_K}$ (%/m)	16.2	41.6	64.9
$\frac{\partial m_K}{\partial L_K} \varepsilon_L$ (%)	±0.11	±0.26	±0.41

먼저 연료 충전시 레벨 센서 오차에 의한 탑재량 오차를 정의하면 다음과 같다. 레벨 센서는 오차율이 가장 적은 Point 레벨 센서를 이용한

다. 표 3은 그 결과이다. 여기서 계측 시스템 및 밸브 작동 응답시간은 센서 오차에 비해 매우 작으므로 무시한다.[2]

표 3에서 보듯이 같은 레벨 센서를 1, 2, 3단에 공히 적용할 때 상단으로 갈수록 연료 탑재량 오차는 커지게 된다. 상단으로 갈수록 탱크 직경은 별로 줄지 않는데 비해 연소에 소요되는 추진제량의 감소비는 매우 큼으로 레벨 센서 수위 오차에 의한 추진제 탑재량 오차가 커지게 된다.

액체 산소 충전시에는 기준 레벨 센서와 상단 레벨 센서의 간격이 중요한데 KSLV-I 1단을 포함하여 타 발사체의 예가 명확히 제시된 바가 없어 일본 H-I 발사체 기준인 $\pm 0.2\%$ [8]를 KSLV-II 1단의 액체 산소 탑재량 오차로 하였다. 이를 레벨 오차로 환산하면 $\pm 0.0184\text{m}$ 이다. 본 데이터를 2, 3단의 탱크 형상을 고려하여 적용하면 표 4와 같은 액체 산소 탑재량 오차를 산정이 가능하다.

표 4. 추진제 탱크 레벨 센서 오차에 따른 산화제 (액체 산소) 탑재량 오차율

	1단	2단	3단
레벨변화 (mm)	± 18.40		
부피변화 (m^3)	± 0.157	± 0.115	± 0.0744
탑재량변화 (kg)	± 178.6	± 130.5	± 84.55
탑재량변화율 (%)	± 0.20	± 0.53	± 1.15
$\frac{\partial m_L}{\partial L_L}$ (%/m)	10.9	29.00	62.51
$\frac{\partial m_L}{\partial L_L} \varepsilon_L$ (%)	± 0.2	± 0.53	± 1.15

2.1.4 생산된 추진제의 밀도 오차에 의한 추진제 탑재량 오차

추진제 탑재량 오차를 발생시키는 또 다른 요인으로는 공장에서 추진제를 양산할 때 추진제 혼합물의 혼합 정도의 차이로 발생할 수 있는 밀도 오차가 있다. 발사 대기시 충전은 point 센서

를 이용하여 부피 기준으로 충전한다고 볼 수 있다. 그러므로 설정 온도에서의 밀도 오차는 일정 부피 기준에서 탑재 중량의 오차를 발생시킨다.

표 5는 연료에 대해 설정 온도 (288K)에서 밀도의 변화에 따른 탑재량의 오차 범위이다. 결과적으로 $\frac{\partial m_K}{\partial \rho_K}$ 는 1이어서 연료 탑재량 오차와 직결된다. 생산된 연료의 밀도 오차를 $\pm 0.5\%$ 를 가정했을 때 $\frac{\partial m_K}{\partial \rho_K} \varepsilon_{\rho}$ 는 $\pm 0.5\%$ 이다.

표 5. 생산된 연료 밀도 오차에 따른 연료 탑재량 오차율

	1단	2단	3단
밀도변화 (%)	± 0.5		
탑재량변화 (kg)	± 203	± 61	± 17
탑재량변화율 (%)	± 0.5		
$\frac{\partial m_K}{\partial \rho_K}$ (%/%)	1		
$\frac{\partial m_K}{\partial \rho_K} \varepsilon_{\rho}$ (%)	± 0.5		

산화제인 액체 산소의 경우는 단일 성분임으로 액체 산소 자체의 순도를 고순도로 유지하면 생산과정에서 발생하는 밀도 오차가 매우 작으므로 밀도오차에 의한 탑재량 오차는 무시한다.

2.1.5 추진제 탑재량 오차 종합

추진제 탑재량 오차를 야기하는 모든 것을 고려하여 식 (1)을 이용해 추진제 탑재량 오차율을 계산하면 표 6, 7과 같다. 특히 3단의 경우 추진제 탑재량 오차에 매우 큰 영향을 주는 것이 레벨 센싱 오차임을 알 수 있다. 이는 잔류량 오차와 직결됨으로 향후 이에 대한 검토가 추가로 좀 더 정밀하게 분석이 이루어져야 할 것이다. 본문에서는 이에 대한 언급은 배제하도록 한다.

표 6. 연료 탑재량 오차 요인을 모두 고려할 때 연료 탑재량 오차율

	1단	2단	3단
$\frac{\partial m_K}{\partial V_T} \varepsilon_V$ (%)	±0.3		
$\frac{\partial m_K}{\partial T_K} \varepsilon_T$ (%)	±0.3		
$\frac{\partial m_K}{\partial L_K} \varepsilon_L$ (%)	±0.10	±0.26	±0.41
$\frac{\partial m_K}{\partial \rho_K} \varepsilon_\rho$ (%)	±0.5		
$\varepsilon_{m,K}$ (%)	±0.66	±0.70	±0.77

표 7. 산화제 탑재량 오차 요인을 모두 고려할 때 산화제 탑재량 오차율

	1단	2단	3단
$\frac{\partial m_O}{\partial V_T} \varepsilon_V$ (%)	±0.3		
$\frac{\partial m_O}{\partial T_O} \varepsilon_T$ (%)	±0.0		
$\frac{\partial m_O}{\partial L_O} \varepsilon_L$ (%)	±0.20	±0.53	±1.15
$\frac{\partial m_O}{\partial \rho_O} \varepsilon_\rho$ (%)	±0.0		
$\varepsilon_{m,O}$ (%)	±0.36	±0.61	±1.19

2.2 추진제 혼합비 오차

추진제 혼합비 오차의 원인으로는 3가지를 들 수 있다. 첫번째는 생산된 엔진 자체의 성능오차로 인한 혼합비 오차, 비행과정에서 외부 공력 가열에 의한 추진제 온도 상승에 따른 혼합비 오차, 탱크 압력 오차에 의한 추진제 혼합비 오차가 있다.

오차의 원인에 의한 추진제 혼합비 오차는 식 (2)를 이용하여 계산할 수 있다.[4][5]

$$\varepsilon_{MR} = \pm \sqrt{\left(\frac{\partial MR}{\partial T_O} \varepsilon_{T_O}\right)^2 + \left(\frac{\partial MR}{\partial T_K} \varepsilon_{T_K}\right)^2 + \left(\frac{\partial MR}{\partial P_O} \varepsilon_{P_O}\right)^2 + \left(\frac{\partial MR}{\partial P_K} \varepsilon_{P_K}\right)^2 + \left(\frac{\partial MR}{\partial E} \varepsilon_E\right)^2} \quad (2)$$

여기서 ε_{MR} 은 추진제 혼합비 오차율(%), ε_{T_O} 는 산화제 온도 변화(K), ε_{T_K} 는 연료 온도 변화(K), ε_{P_O} 은 산화제 탱크 제어 압력 오차(bar), ε_{P_K} 는 연료 탱크 제어 압력 오차(bar), ε_E 는 엔진의 자체 혼합비 오차(%), MR 은 기준 대비 추진제 혼합비율(%), T_O , T_K 는 산화제, 연료 온도(K), P_O , P_K 는 산화제, 연료 탱크 압력(bar), E 는 엔진의 자체 혼합비 오차율(%)을 뜻한다.

2.2.1 엔진 자체의 혼합비 오차

엔진 자체의 혼합비 오차는 제작과정에서 생기는 가공 오차, 터보펌프, 연소기, 밸브에서 생기는 성능 오차에서 유발된다. 인증시험을 통해 적정 혼합비로 보정하는 과정을 거치게 되는데 이때 사용되는 유량 센서, 압력 센서 등의 계측 오차가 존재함으로 보정 후에도 혼합비에 오차는 존재하게 된다. 현재 KSLV-II 엔진에서 제시하고 있는 혼합비 오차 $\frac{\partial MR}{\partial E} \varepsilon_E$ 는 1, 2, 3단 공히 ±3%이다.[9]

2.2.2 공력가열에 의한 추진제 온도 변화에 따른 혼합비 오차

1단과 2단은 대기권을 비행하는 과정에서 공력가열에 의해 열을 받게 되고 이것이 산화제 탱크 내부 추진제를 가열하게 된다. 이 영향으로 추진제의 밀도가 감소하게 되고 엔진으로 공급되는 추진제의 질유량이 감소하게 된다. 비행과정에서 액체 산소는 평균 1K 정도 상승하는 것으로 예측되었다. 오차 분석을 위해 액체 산소 온도 ±1K 변화에 대한 혼합비 오차 변화율을 계산하였다. 연료의 경우 온도가 상온이기 때문에 액체 산소만큼 비행과정에서 많은 열이 연료로 유입되지 않아 온도 상승은 미비하다. 그러나 오차 분석을 위해 액체 산소와 같이 온도 변화를 ±1K를 가정하고 혼합비 오차를 예측하였다. 결과는 표 8, 9와 같다.

실제 시스템의 경우는 온도변화에 따른 추진

제 유량 변화로 엔진 성능 변화가 일어나기 때문에 단순히 계산되지 않는다. 그러나 본 논문에서는 엔진의 성능 변화는 미미하고 부피유속은 일정하다는 가정 하에 탑재 추진제 온도 변화에 따른 혼합비 변화를 계산하였다. 3단의 경우는 탱크를 단열처리함으로 공력가열에 의한 영향을 없는 것으로 가정하였다.

표 8. 탑재 산화제 온도 변화에 따른 혼합비 변화율

	1단	2단
온도변화 (K)	±1K	
밀도변화 (kg/m ³)	±4.2	
탑재량변화 (kg)	±330	±90
혼합비변화율 (%)	±0.37	
$\frac{\partial MR}{\partial T_o}$ (%/K)	0.37	
$\frac{\partial MR}{\partial T_o} \varepsilon_{T_o}$ (%)	±0.37	

표 9. 탑재 연료 온도 변화에 따른 혼합비 변화율

	1단	2단
온도변화 (K)	±1K	
밀도변화 (kg/m ³)	±0.88	
탑재량변화 (kg)	±45	±12
혼합비변화율 (%)	±0.11	
$\frac{\partial MR}{\partial T_k}$ (%/K)	0.11	
$\frac{\partial MR}{\partial T_k} \varepsilon_{T_k}$ (%)	±0.11	

2.2.3 추진제 탱크 제어 압력 오차에 의한 혼합비 오차

추진제 탱크 제어 압력 오차는 엔진 입구 압력 변화를 유발시켜 혼합비에 오차를 발생시킨다. 실제 시스템의 경우 혼합비 오차에 의한 엔진 성능 오차가 발생하고 이것이 역으로 다시 혼합비 오차에 영향을 주게 된다. 그러나 단순 계

산을 위해 성능 변화가 미미하고 부피유속은 일정하다는 가정 하에 혼합비 오차를 계산하였다. 그 결과는 표 10, 11과 같다.

표 10. 산화제 탱크 제어 압력 오차에 따른 혼합비 변화율

	1단	2단	3단
압력변화 (bar)	±0.2		
탑재량변화 (kg)	±106	±30	±8
혼합비변화율 (%)	±0.12		
$\frac{\partial MR}{\partial P_o}$ (%/bar)	0.59		
$\frac{\partial MR}{\partial P_o} \varepsilon_{P_o}$ (%)	±0.12		

표 11. 연료 탱크 제어 압력 오차에 따른 혼합비 변화율

	1단	2단	3단
압력변화 (bar)	±0.2		
탑재량변화 (kg)	±36	±10	±3
혼합비변화율 (%)	±0.09		
$\frac{\partial MR}{\partial P_o}$ (%/bar)	0.45		
$\frac{\partial MR}{\partial P_o} \varepsilon_{P_o}$ (%)	±0.09		

2.2.4 추진제 혼합비 오차 종합

추진제 혼합비 오차를 야기하는 모든 것을 고려하여 식 (2)을 이용해 추진제 혼합비 오차율을 계산하면 표 12와 같다. 추진제 혼합비 오차의 주요 인자는 단연 엔진 자체가 갖고 있는 오차이고 기타 요인에 의한 혼합비 오차는 무시 가능할 정도임을 알 수 있다.

표 6. 추진제 혼합비 오차 요인을 모두 고려할 때 혼합비 오차율

	1단	2단	3단
$\frac{\partial MR}{\partial T_O} \varepsilon_{T_O} (\%)$	±0.37		±0.0
$\frac{\partial MR}{\partial T_K} \varepsilon_{T_K} (\%)$	±0.11		±0.0
$\frac{\partial MR}{\partial P_O} \varepsilon_{P_O} (\%)$	±0.12		
$\frac{\partial MR}{\partial P_K} \varepsilon_{P_K} (\%)$	±0.09		
$\frac{\partial MR}{\partial E} \varepsilon_E (\%)$	±3		
$\varepsilon_{MR} (\%)$	±3.03		±3

2.3 추진제 잔류량 최소화를 위한 최적 연료 추가 탑재량 선정

최적 연료 추가 탑재량 선정은 추진제를 동시에 소진시키는 Tank Depletion System(TDS) 혹은 Propellant Utilization System(PUS)이 없으며 두 추진제 중 한쪽이 소진되었을 때 종료되는 시스템에 적용한다.

본 논문에서는 문헌 [1]에서 제시하는 방법을 이용하여 KSLV-II의 최적 연료 추가 탑재량을 산정하였다.

먼저 문헌 [1]의 방법에 대해 재언급하고 KSLV-II의 데이터와 앞에서 계산한 추진제 탑재량 오차와 혼합비 오차를 이용하여 최적 연료 추가 탑재량 선정 과정과 결과를 설명하였다.

2.3.1 최적 연료 추가 탑재량 산정 방법[1]

연료 및 산화제 중량 그리고 비행 중의 평균 공연비 (average in-flight burning mixture ratio)는 기본적인 램덤 변수로 간주하고 독립적인 정규 분포를 가지는 것으로 간주한다.

공칭 공연비 (nominal mixture ratio)는 비행 중의 평균 공연비에 대한 기대값으로 정의되며, 각 단의 공칭 산화제 탑재량과 공칭 연료 탑재량의 비와 일치한다. 연료 추가 탑재량, ΔF 은 공

칭 연료 탑재량 대비 추가적으로 탑재하는 연료의 양의 의미한다.

일반적으로 공칭 공연비는 2 보다 큰값을 가진다. 따라서 비행 중의 실제 공연비가 공칭 공연비보다 Δr 만큼 작을 경우, 그 반대인 Δr 만큼 큰 경우에 비해 최소 두배 이상의 산화제 잔류를 초래하게 된다.

따라서 산화제 잔류량을 소모시키기 위해 연료를 ΔF 만큼 추가적으로 탑재하는 것이 전체적인 잔류량 최소화를 수행할 수 있다.

최적의 연료 추가 탑재량은 아래의 기준 들 중 하나에 의거하여 선정되어 진다.

(1) 추진제 잔류량이 주어진 값, Z_o 미만이 될 확률을 최대화

(2) 비행 도달 거리가 주어진 값, R_o 를 초과할 확률을 최대화

여기서는 (1)을 기준으로 최적 연료 추가 탑재량을 산정한다.

엔진의 연소가 연료 또는 산화제 중 먼저 소진되는 시점에 종료될 경우, 연소를 목적으로 탑재하였으나 잔류하게 되는 추진제를 잔류 추진제 (residual propellant)로 정의하고 이를 포함하여 관련된 변수들을 아래와 같이 정의한다.

Z = 잔류 추진제량 (residual propellant)

L = 연소를 위한 실제 산화제 탑재량

F = 연소를 위한 실제 연료 탑재량

r = 실제 평균 연소 공연비

여기에서 “연소를 위한 실제 연료 탑재량”에는 연료 공급 배관 잔류량, 탱크 출구의 와류에 의한 손실, 엔진 시동시의 소모량은 제외된다. 유사하게 “연소를 위한 실제 산화제 탑재량”에서도 산화제 공급배관 잔류량, 탱크 출구의 와류에 의한 손실, 발사 대기시의 증발이나, 배출에 의한 소모량, 엔진 시동시의 소모량, 비행 중 증발에 의한 소모량 등은 제외된다.

잔류 추진제가 연료인 경우는, $F-L/r > 0$ 이 되

며, 이때의 추진제 잔류량은 $F-L/r$ 이 된다. 그리고 잔류 추진제가 산화제인 경우에는 $F-L/r < 0$ 이며, 잔류 추진제량은 $L-rF = -r(F-L/r)$ 과 같이 주어진다. 이 두 경우를 종합하면 잔류 추진제량 Z 는 아래와 같이 표현된다.

$$Z = \left| \frac{(1+r)}{2} \left(F - \frac{L}{r} \right) \right| + \frac{(1-r)}{2} \left(F - \frac{L}{r} \right) \quad (3)$$

침자 N 을 각 임의 변수들의 공칭 조건을 나타내는 것으로 정의하면 아래와 같은 관계식을 얻을 수 있다:

$$r_N = \frac{L_N}{F_N} \quad (4)$$

앞 절에서 언급된 바와 같이 산화제는 임의의 변화값은 제외하고 항상 공칭 값인 L_N 으로 탑재하며 연료에 대해서는 탑재량 값이 공칭 탑재량인 F_N 에서 $F_N + \Delta F$ 로 변화한다고 할 때, 식 (3)의 표현식을 각 임의 변수의 공칭 조건인 (r_N, L_N, F_N) 에 대한 1차 Taylor 급수 전개하여 정리하면 다음과 같이 된다.

$$\frac{(1+r)}{2} \left(F - \frac{L}{r} \right) = \frac{(F_N + L_N)}{2} \left(\frac{\delta r}{r_N} + \frac{\delta F}{F_N} - \frac{\delta L}{L_N} \right) \quad (5)$$

$$\frac{(1-r)}{2} \left(F + \frac{L}{r} \right) = \frac{(F_N - L_N)}{2} \left(\frac{\delta r}{r_N} + \frac{\delta F}{F_N} - \frac{\delta L}{L_N} \right) \quad (6)$$

여기서, $\delta r = r - r_N$, $\delta F = F - F_N$, $\delta L = L - L_N$ 과 같이 정의된다. 이를 이용하면 식 (3)은 아래와 같이 표현될 수 있다:

$$Z = \left| \frac{(F_N + L_N)}{2} X \right| + \frac{(F_N - L_N)}{2} X \quad (7)$$

$$X = \frac{\delta r}{r_N} + \frac{\delta F}{F_N} - \frac{\delta L}{L_N}$$

각 임의 변수들 $\delta r/r_N$, $\delta F/F_N$, $\delta L/L_N$ 이 독립적인 정규분포를 가진다고 가정하고, $N(a, b)$ 가 평균값 a , 분산 b 를 가지는 정규분포를 의미한다고 할 때, 각 임의 변수들은

$$\frac{\delta r}{r_N} \sim N(0, \sigma_r^2), \quad \frac{\delta F}{F_N} \sim N\left(\frac{\Delta F}{F_N}, \sigma_F^2\right), \quad \frac{\delta L}{L_N} \sim N(0, \sigma_L^2)$$

과 같은 분포를 가지게 된다. 이를 이용하면 변수 X 는 $N(\Delta F/F_N, \sigma^2)$ 의 분포를 가지는 확률변수가 되며 여기서 $\sigma^2 = \sigma_r^2 + \sigma_F^2 + \sigma_L^2$ 이다. Z 의 값이 항상 양수임을 고려할 때 이의 확률 분포는 아래와 같이 주어진다:

$$\begin{aligned} P\{0 \leq Z \leq Z_o\} &= P\{0 \leq F_N X \leq Z_o, X \geq 0\} + P\{0 \leq -L_N X \leq Z_o, X < 0\} \\ &= P\left\{0 \leq X \leq \frac{Z_o}{F_N}\right\} + P\left\{-\frac{Z_o}{L_N} \leq X < 0\right\} \\ &= P\left\{-\frac{Z_o}{L_N} \leq X \leq \frac{Z_o}{F_N}\right\} \\ &= P\left\{-\frac{Z_o/L_N + \Delta F/F_N}{\sigma} \leq \frac{X - \Delta F/F_N}{\sigma} \leq \frac{Z_o/F_N - \Delta F/F_N}{\sigma}\right\} \end{aligned} \quad (8)$$

식 (8)에서 확률변수 $(X - \Delta F/F_N)/\sigma$ 는 $N(0,1)$ 과 같은 정규 분포를 가진다.

추진제 잔류량이 주어진 상한선 Z_o 를 초과하지 않은 확률 $P\{Z \leq Z_o\}$ 을 최대로 하기 위해서는 ΔF 를 적절히 잘 선택하여야 한다. 식 (8)을 참조할 때 표준 정규 분포 변수 $(X - \Delta F/F_N)/\sigma$ 의 범위는 ΔF 의 값에 상관없이 항상 상수인 $Z_o/\sigma(1/F_N + 1/L_N)$ 의 값을 가짐을 알 수 있다. 따라서 식 (8)에 의해 주어지는 확률을 최대로 하기 위해서는 $(X - \Delta F/F_N)/\sigma$ 의 범위를 원점에 대해 대칭되게 하여야 한다. 즉

$$\frac{1}{\sigma} \left(\frac{Z_o}{F_N} - \frac{\Delta F}{F_N} \right) = \frac{1}{\sigma} \left(\frac{Z_o}{L_N} + \frac{\Delta F}{F_N} \right)$$

과 같은 관계식을 얻을 수 있으며, 이로부터 최적의 연료 추가 탑재량을 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\Delta F^* = \frac{Z_o}{2} \frac{(r_N - 1)}{r_N} \quad (9)$$

선정된 추가 연료 탑재량에 관계된 확률은

$$P\{Z \leq Z_0\} = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_0^{Z_0(r_N+1)/(2\sigma L_N)} e^{-t^2/2} dt \quad (10)$$

와 같이 주어진다.

2.3.2 KSLV-II의 최대 잔류량 Z_0

추가 연료 탑재량 ΔF^* 은 잔류량 Z_0 의 선정에 따라 달라진다. 최대 잔류량은 산화제가 최대로 남을 경우를 가정하여 계산한다. 1단의 경우는 엔진 혼합비 오차가 최대 -3%, 산화제 탑재 오차 +0.36%인 상황에서 2단의 경우 -3%, +0.61%, 3단의 경우 -3%, +1.19% 상황에서 최대 잔류량 Z_0 을 선정할 수 있다. 그 결과는 표 12와 같다.

표 12. KSLV-II 산화제 최대 잔류량 Z_0

	1단	2단	3단
Z_0 (kg)	3,006	884	307

2.3.3 최대 잔류량 Z_0 에 따른 최적 연료 추가 탑재량 ΔF^* 와 확률

식 (9)를 통해 추가 연료 탑재량 ΔF^* 을 계산하고 식 (10)을 통해 잔류량이 최대 잔류량 Z_0 내에 있을 확률을 구할 수 있다.

계산시 사용되는 혼합비, 연료 탑재량, 산화제 탑재량에 대한 표준분포 데이터는 앞서 계산한 추진제 탑재량 변화율과 혼합비 변화율을 이용하여 표 13과 같이 정리할 수 있다.

계산된 추가 연료 탑재량 ΔF^* 와 잔류량이 최대 잔류량 Z_0 내에 있을 확률 P 는 표 14와 같다.

표 13. 독립 변수의 평균 및 분산

	평균	분산(3σ)		
		1단	2단	3단
$\delta r/r_N$	0	0.0303		0.03
$\delta F/F_N$	$\Delta F/F_N$	0.0067	0.0071	0.0077
$\delta L/L_N$	0	0.0036	0.0061	0.0119

표 14. 선정된 Z_0 에 대한 최적 연료 추가 탑재량 ΔF^* 와 추진제 잔류량이 Z_0 내에 있을 확률 P

	1단	2단	3단
ΔF^* (kg)	818	241	84
P (%)	99.9999	99.9999	99.9999

2.3.4 변경된 Z_0 에 따른 최적 연료 추가 탑재량 ΔF^* 와 확률

표 14에서는 최대 잔류량을 기준으로 Z_0 를 선정한 후 최적 연료 추가 탑재량을 산정하였기에 잔류량이 선정된 Z_0 이하에 남을 확률이 100%가 되었다. Z_0 를 최대 잔류량보다 낮게 선정한 경우 최적 연료 추가 탑재량 ΔF^* 와 잔류량이 선정된 Z_0 이하에 남을 확률 P 에 대해 정리하였다. 그림 1~3은 계산 결과이다.

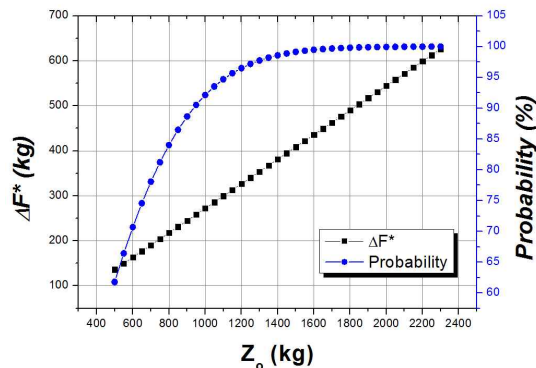


그림 1. 1단의 경우 잔류 추진제량에 따른 추가 연료 탑재량 및 Z_0 내에 잔류량이 있을 확률

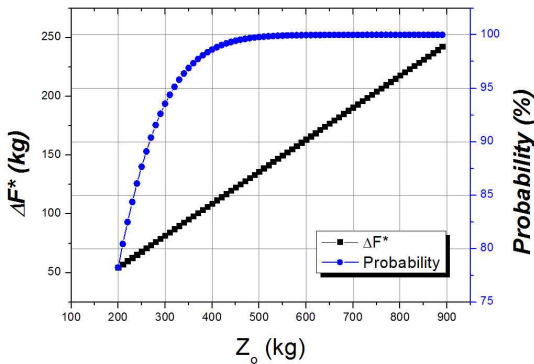


그림 2. 2단의 경우 잔류 추진제량에 따른 추가 연료 탑재량 및 Z_0 내에 잔류량이 있을 확률

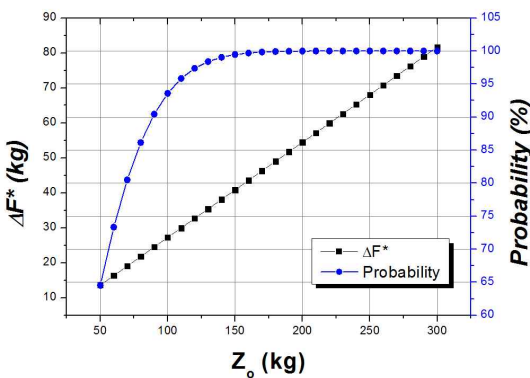


그림 3. 3단의 경우 잔류 추진제량에 따른 추가 연료 탑재량 및 Z_0 내에 잔류량이 있을 확률

그림 1에서 보듯이 Z_0 을 얼마로 하느냐에 따라 잔류량이 Z_0 내에 남을 확률이 달라지고 그에 따라 연료 추가 탑재량도 바뀌게 된다. 즉 95%의 확률을 기준으로 하면 Z_0 를 1,125kg로 설정할 수 있고 ΔF^* 는 300kg으로 설정하여 시스템을 구성할 수 있다. 만약 확률은 낮더라도 잔류량을 최소로 가져가고 추가 연료 탑재량도 줄이고 싶다면 확률 65%에 Z_0 580kg로 설정할 수 있고 ΔF^* 는 200kg으로 설정하는 것도 가능하다. 그러나 시스템 초기 설계시에는 시스템의 신뢰도를 높이고 초기 성공률을 높이기 위해 확률을 최대한 높은 Z_0 와 ΔF^* 를 선정하고 비행 시험 후 엔

진의 혼합비 오차 및 추진제 탑재 오차를 줄여 좀더 최적화된 Z_0 와 ΔF^* 를 선정하는 것이 옳을 것이다. 미국 발사체의 경우도 반복된 비행 시험을 통해 최적화된 데이터를 얻었고 좀더 나은 성능을 갖게 되었다.[3]

2.3.5 임무 설계 요구 조건(Z_0)에 따른 최적 연료 추가 탑재량 ΔF^* 와 확률

KSLV-II 임무 요구조건으로 Z_0 가 잔류 추진제량이 1단 1534kg, 2단 420kg, 3단 126kg이 제시되었다.[10] 이를 바탕으로 최적 연료 추가 탑재량 ΔF^* 와 확률 P 계산 결과는 표 15와 같다.

표 15. 임무 요구조건 Z_0 에 대한 최적 연료 추가 탑재량 ΔF^* 와 추진제 잔류량이 Z_0 내에 있을 확률 P

	1단	2단	3단
Z_0 (kg)	1,534	420	126
ΔF^* (kg)	418	114	34
P (%)	99.16	99.05	98.67

4. 결 론

본 논문에서는 추진제 소진 시스템이 없는 시스템의 경우에 추진제를 최대한 소진하기 위해 추가 탑재하는 연료량을 계산하는 보정 방법을 이용하여 KSLV-II의 최적 연료 추가 탑재량을 산정하였다.

산정과정에서 추진제 탑재량 오차에 영향을 미치는 주요 인자에 대해 검토하였고 주요 인자에 의한 추진제 탑재량 오차율을 계산하여 비교 검토하였다. 1, 2단의 연료의 경우 생산되는 추진제 밀도 오차에 의한 영향력이 크을 알 수 있었고 액체 산소를 사용하는 산화제의 경우는 추진제 레벨을 측정하는 측정 센서 혹은 계측 시스템의 오차에 의해 가장 큰 영향을 받음을 알 수 있었다. 3단의 경우는 탱크 직경 대비 추진제량이 1,

2단에 비해 많이 줄어들어 레벨 측정 시스템의 오차에 의한 영향이 지배적임을 알 수 있었다.

또한 비행과정에서의 혼합비 오차에 영향을 미치는 주요 인자에 대해 검토하였고 주요 인자에 의한 혼합비 오차율을 계산하여 비교하였다. 비교 결과 엔진 자체가 갖고 있는 혼합비 오차가 월등히 크고 기타 인자는 영향이 미비함을 알 수 있었다.

계산된 추진제 탑재량 오차율과 추진제 혼합비 오차율을 이용하여 문헌 [1]에 제시된 방법에 의해 잔류 추진제를 최소화하는 추가 연료 탑재량과 선정된 설정 잔류량 내에 실 잔류량이 남을 확률을 계산하였다. 모든 경우를 고려할 경우 추가 연료 탑재량이 너무 많이 산정됨을 알 수 있었다. 이를 그대로 반영할 경우 과도한 추가 연료 탑재량으로 발사체 성능이 나빠질 것으로 사료된다. 이에 적절한 잔류량 요구 조건(Z_0)을 소진 확률 산정을 통해 선정하고 최적의 추가 연료 탑재량을 선정하는 기술이 필요함을 알 수 있었다. KSLV-II와 같이 발사체의 신뢰도를 우선하고 초기 발사 성공을 최우선으로 할 경우 첫 발사에서는 소진 확률을 최대한 높이는 쪽으로 선정하는 것이 타당할 것이다. 이 후 발사에서는 첫 발사 데이터를 근거로 좀 더 정밀한 추가 연료 탑재량을 선정하여 시스템 성능을 높일 수 있을 것이다.

본 논문에서 언급한 추진제 탑재량 오차율 계산 및 추진제 혼합비 오차율, 잔류량 최소화를 위한 최적의 추가 연료 탑재량 산정 기술은 정성적인 분석에 가깝다. 좀 더 정밀한 분석을 위해서는 엔진시스템과 추진제 공급 시스템에 대한 정밀 모델을 근거로 분석이 이루어져야 할 것이다. 현재 제시된 분석 절차와 발사체에 대한 정밀 모델을 접목 시킨 정밀 분석 방법을 향후 개발할 예정이다.

참 고 문 헌

1. I.J. Abrams and Ernest M. Scheuer, "Optimum Selection of Fuel Bias for Maximizing the Range and for Minimizing the Residual Propellant of the Thor, Atlas and Titan Missiles", Planetary and Space Science, vol.4, January 1961, pp.34-44.
2. Elliot Ring, Rocket Propellant and Pressurization System, Prentice-Hall, 1964, pp.29-43.
3. Anom, The Vanguard Satellite Launching Vehicle, The Martin Co., 1960.
4. C.C. Willhite, Saturn V Propellant Loading System Studies, 1964.
5. 조상범, KSLV-II SSO 직접투입을 위한 스테이징 요구 조건 분석 및 궤적 예비 설계, DR74000PA00000-0023, 2011.
6. KhSC, Kerosene refueling system L109, CDP Part 26 Book 9 for KSLV-II, vol.5, 2005.
7. KhSC, Propulsion System of Stage I, CDP Part 6 Book 2 for KSLV-II, 2007.
8. Akira Takano, Toru Sameshima, Toshihiko OIDA and NoBuo Saki, "Propellant Loading System of The H-II Launch Vehicle", 18th International Symposium on Space Technology and Science, vol.1&2, 1992. pp.73-80.
9. 한국형발사개발사업(I), 한국항공우주연구원, 제2권, 2011. pp.1175.
10. 한국형발사개발사업(I), 한국항공우주연구원, 제1권, 2011. pp.260-269.