

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.4.001>

유전 알고리즘을 이용한 우주 발사체 통합 최적 설계

이강규^a · 차승원^a · 양성민^a · 김용찬^a · 오석환^a · 이상복^a · 노태성^{a,*}

Optimization Design of Space Launch Vehicle Using Genetic Algorithm

Kangkyu Lee^a · Seung-won Cha^a · Sungmin Yang^a · Yong-chan Kim^a ·
Seok-Hwan Oh^a · Sangbok Lee^a · Tae-Seong Roh^{a,*}

^aDepartment of Aerospace Engineering, Inha University, Korea

*Corresponding author. E-mail: tsroh@inha.ac.kr

ABSTRACT

A system design and integrated design process for a space launch vehicle were established based on system engineering. With the mission design results for a given payload weight and trajectory, it is possible to perform optimal design by integrating each unit such as propulsion, weight estimation, and aerodynamic force after analysis, during in the system design process. The program is finally configured to verify that the designed vehicle can perform its mission through 3-DOF trajectory optimization simulation. Genetic algorithms are used as the optimization method, and the optimal design results of the variables and parameters to be considered during design are presented.

초 록

본 논문에서는 시스템 엔지니어링을 기반으로 우주 발사체의 시스템 설계를 정립하여 통합 설계할 수 있는 프로세스를 정립하였다. 주어진 페이로드 중량과 궤적에 대한 임무 설계 결과를 바탕으로, 시스템 설계 단계에서는 추진, 무게 추정, 공력 등의 각 단위별 해석을 진행한 후 통합하여 최적 설계를 수행될 수 있도록 하였다. 최종 단계에서는 설계된 발사체를 3-자유도 궤적 최적화 시뮬레이션을 통해 임무를 수행할 수 있는지 확인하도록 프로그램을 구성하였다. 최적 설계 기법으로는 유전 알고리즘을 이용하였으며, 이를 이용하여 설계 시 고려해야 할 변수와 파라미터들의 최적 설계 결과를 제시하였다.

Key Words: Genetic Algorithm(유전알고리즘), Space Launch Vehicle(우주발사체), Design Optimization (최적설계)

1. 서 론

Received 11 September 2017 / Revised 13 December 2017 / Accepted 18 December 2017

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

우주발사체는 규모가 큰 시스템으로 설계단계

에서 여러 분야의 해석적인 접근과 최적화 과정이 필요하다. 우주발사체의 개발 초기 단계에서는 실험적이고 경험적인 값들에 의존하여 설계가 진행되었으나 1980년대 이후에는 컴퓨터를 활용한 최적화 기법이 부분적으로 설계에 도입되었으며 2000년대 말부터는 컴퓨터 하드웨어의 발달로 많은 설계변수들을 고려하여 최적화하여 설계에 활용하고 있다. 국내에서는 학계를 중심으로 궤적, 공력, 추진, 구조 등 다양한 분야를 동시에 고려하여 초기 설계부터 최적화 기법을 활용하는 다분야 통합 최적설계(Multi-Disciplinary Design Optimization)를 이용한 기법이 진행 중이다[1,2]. 본 연구에서는 다분야 통합 최적 설계 기법을 이용한 우주발사체 설계의 기본적인 알고리즘을 구성하여, 우주 발사체 시스템의 요구 조건에 맞는 우주 발사체의 기본적인 외형 형상에 따른 임무 설계, 시스템 설계 단계의 최적화를 수행하도록 하였으며, 우주발사체의 전체적인 해석과 설계 결과를 제공하도록 하였다.

해석 및 설계의 전체적인 순서는 먼저 임무 설계 모듈이 실행되며 그 결과를 바탕으로 시스템 설계 모듈이 실행된다. 시스템 설계 모듈에서는 추진, 공력, 중량 추정 등의 각 단위별 해석을 수행하여 세부 계통에 관한 최적 설계를 각각 진행하도록 하였다. 각각의 해석 프로그램들은 입출력 변수로 서로 데이터를 주고받으며 해석을 하도록 구성하였다. 시스템 설계 최적화가 이루어진 발사체는 3-자유도 궤적 시뮬레이션을 통해 임무를 수행할 수 있는지 확인하게 된다. 임무를 수행할 수 없다고 판단이 되면 주요 설계변수들을 변경하여 처음 과정부터 다시 설계를 반복하여 최적의 설계변수 조합을 찾아나갈 수 있도록 프로그램을 구성하였다.

시스템 최적화 방법으로는 유전 알고리즘을 사용하였다. 유전 알고리즘은 정해진 범위 내에서 전역 해를 탐색할 수 있으며, 해석 프로그램과의 결합성이 좋고 많은 설계변수들을 다루는데 용이하여 본 연구의 최적화 방법으로 적합하다고 판단하였다[3]. 시스템 설계 단계에서의 설계변수는 발사체의 길이 직경비, 직경, 엔진의 연소실 압력, 노즐확장비, O/F 비로 설정하였고,

궤적(trajjectory) 해석 단계에서의 설계변수는 수직비행시간, 피치오버 시간, coasting time, 최대 받음각, 기동변수로 설정하였다.

비교 대상으로는 Space X사의 Falcon9 v1.1과 한국형 발사체 KSLV-II으로 설정하여 비교 검증하였다.

2. 본 론

우주발사체 설계 과정은 일반적으로 사용자의 요구하는 조건에 상응하는 기존의 우주발사체의 추진계 구성과 목표 궤도, 요구 추력 등에 대한 기술을 파악하여 설계 조건을 확립한 후, 우주발사체의 임무 조건과 제한 조건에 따른 임무설계 단계와 시스템 설계 단계를 거치게 된다. 설계가 끝나면 시뮬레이션을 통해 검증이 이루어지고 사용자의 요구조건을 만족했을 시 우주발사체를 운용할 수 있다.

본 연구에서는 실제 설계 과정을 반영하여 사용자의 요구조건을 입력하면 그에 부합하는 시스템이 설계되도록 구성하였다. 전체 설계 프로세스는 임무 설계, 추진, 형상 및 무게 추정, 공력, 궤적 모듈로 구성하였으며, 프로그램의 구성은 Fig. 1과 같다. 사용자가 목표로 하는 궤도와 탑재 중량, 요구 추력에 대해 다음의 프로세스를 통해 최적화된 발사체의 성능 값이 도출된다.

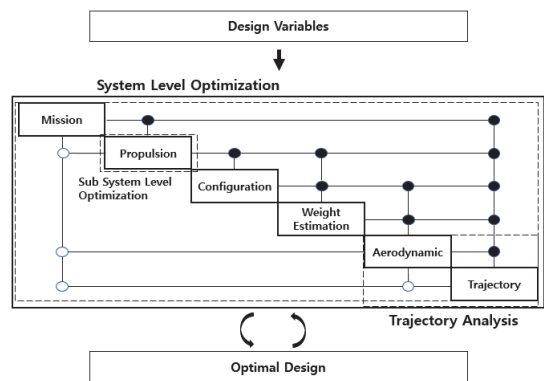


Fig. 1 Program structure.

2.1 임무 설계 모듈

임무 설계 모듈에서는 사용자가 목표로 하는 궤도에 올리기 위한 필요한 총 속도를 예측하는 모듈이다. 목표 궤도에 대한 정보를 입력하면 임무 속도 산출에 관한 식 Eq. 1에 따라 계산이 진행된다[4]. $\Delta V_{mission}$ 는 총 미션속도, ΔV_{orbit} 은 궤도진입속도, ΔV_g 은 중력손실속도, ΔV_d 은 항력손실속도, ΔV_p 은 주위 압력으로 인한 추력손실속도, ΔV_{gain} 은 지구 자전으로 인한 속도 증분이다. 식을 구성하는 각 부분에 대한 자세한 정보는 참고 문헌을 통해 적용하였다[5,6].

$$\Delta V_{mission} = V_{orbit} + \Delta V_g + \Delta V_d + \Delta V_p - \Delta V_{gain} \quad (1)$$

2.2 액체로켓엔진 해석모듈

본 연구에서 사용한 액체로켓엔진 해석은 일반적으로 우주 발사체에 가장 많이 사용되는 가스발생기 사이클로 가정하여 수행하였다. 본 연구에 활용된 프로그램은 본 연구실에서 개발한 프로그램으로, 액체로켓엔진의 해석프로그램과 이를 최적화하는 프로그램으로 구성되어있다. 프로그램의 구성도는 아래의 Fig. 2와 같이 구성하였으며, 본 프로그램의 신뢰도는 참고문헌을 통해 전반적으로 3% 내외의 결과를 나타내는 것을 확인할 수 있다[7].

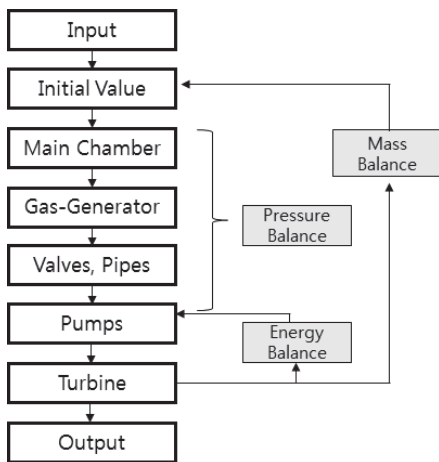


Fig. 2 Liquid rocket engine program flow chart.

구성한 가스발생기 사이클은 주 추력실, 가스 발생기, 밸브, 파이프, 터보펌프, 터빈으로 나누어 해석이 되며 압력 균형(pressure balance), 에너지 균형(energy balance), 질유량 균형(mass flow rate balance) 조건을 만족시켜야 한다. 초기 입력 변수로는 추력, 추진제 조합, 주 추력실의 연소실 압력, 노즐확장비, O/F비 등으로 설정하여 연소가스의 특성, 연소기 형상, 추진제 질유량, 가스발생기 질유량과 같은 상태 값과 각 부품별 무게 추정 값이 도출된다. 이 때 연소가스의 특성 값은 연소 압력과 O/F비에 대한 함수로 가정하여 NASA의 CEA를 통해 얻어진 데이터를 가스발생기 및 주연소실 해석 모듈에 활용하였다[8].

2.3 형상 모듈

형상 모듈에서는 우주 발사체의 외형을 결정하게 된다. 우주 발사체 형상 중에서 가장 큰 비중을 차지하는 부분 중 하나는 추진제 탱크이다. 본 연구에서는 추진제 탱크를 실린더 형상으로 가정하였으며, 시스템 설계 변수로 입력되는 각 단의 길이 직경비와 직경, O/F비 등을 이용하여 탱크의 형상을 예측하였다. 또한 엔진 모듈에서 도출된 연소기와 노즐의 형상 값 등을 이용하여 각 단의 길이와 직경을 추정하게 된다.

이 때, 길이와 직경에 대한 구속조건은 참고문헌을 참고하여 식 Eq. 2와 같이 표현하였다[9].

$$\begin{aligned} l_{total} &\geq l_{chamber} + l_{total} + l_{tank,o} + l_{tank,f} + l_{etc} \\ D_e &\leq 0.8D_{total} \end{aligned} \quad (2)$$

2.4 무게 추정 모듈

우주 발사체 초기 설계 단계에서는 무게를 정확하게 계산할 수 없기 때문에 무게를 통계적으로 추정하는 방법을 사용한다. 본 연구에서는 형상이 계산 되는 부품에 대해서는 형상을 기반으로 무게를 추정하는 방법을 사용하였고, 그 외에 상세한 형상을 알 수 없는 부품들에 대해서는 대략적인 크기와 성능에 대응되는 무게를 추정하는 방법을 사용하였다.

우주 발사체 구조 중량에서 가장 큰 비중을

차지하는 부품 중 하나는 추진제 탱크이다. 추진제 탱크의 중량을 예측하는 방법으로는 탱크의 외형 형상을 기반으로 하여 무게를 추정하는 방법을 적용하였다[10,11]. 형상 모듈에서 도출된 추진제 탱크의 설계 값을 Eq. 3을 통해 추진제 탱크의 중량을 추정하였다. 그 후, 엔진 모듈에서 도출된 엔진과 배관, 파이프 등의 무게 값을 더해 구조 중량 값을 추정한다. 추진제 중량의 경우, 계산된 추진제 탱크의 부피에 연료와 산화제의 밀도를 곱하여 추진제 중량을 계산하였으며 추진제 탱크의 얼리지(ullage) 부피는 전체 부피의 3%로 가정하였다[12].

$$W_{tank} = \pi D^2 \rho_t g \left(L + \frac{D}{2} \right) \left(\frac{p}{2\sigma_y} + \frac{\rho_p a L}{4\sigma_y} \right) \quad (3)$$

a 는 가속도, L 은 탱크의 길이, D 는 탱크의 직경, p 는 얼리지 압력, ρ_p 는 추진제 밀도, σ_y 는 항복응력이다.

25 공력 해석 모듈

우주발사체는 아음속에서부터 극초음속에 이르는 영역까지 비행하기 때문에 공력하중 및 공력가열 등에 대해서도 고려한 고정밀도의 전산유체해석(CFD)을 통해 정확하게 설계해야 한다. 그러나 본 연구에서는 해석시간에 대한 고려, MDO를 구성하기 위한 편의성을 고려하여 발사체 및 로켓의 공력해석을 수행할 수 있는 상용프로그램을 이용하여 계산하였다[13].

26 궤적 해석 모듈

발사체 성능분석을 위한 궤적 해석은 3-자유도(3DOF) 모델을 고려하였고[14], 앞서 계산된 우주 발사체 모델링 데이터와 공력해석 프로그램을 통해 산출된 공력계수, 임무 수행중의 대기압과 밀도의 변화를 반영하기 위한 대기 환경 모듈들을 입력 매개변수로 하여 진행하였다.

발사체 모델은 구형 비 회전 지구 모델 2D 좌표계에서 하나의 질점으로 가정하여 계산을 진행하였으며, 추진제의 연소가 최종적으로 끝나는 시점과 동시에 단 분리가 수행된다고 설정하였

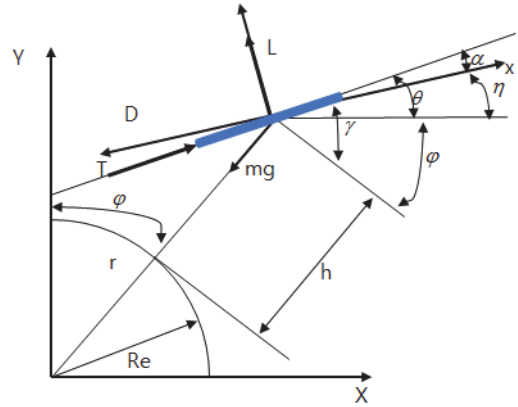


Fig. 3 Force acting on a launch vehicle.

다. Fig. 3은 우주발사체에 작용하는 분력을 각 좌표계에 대해서 나타낸 그림이고, 그에 대한 지배방정식들은 식 Eq. 4-10과 같다[15].

$$\frac{dV}{dt} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma \quad (4)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{T \sin \alpha + L}{m} - \frac{g \sin \gamma}{V} + \frac{V \cos \gamma}{r} \quad (5)$$

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

$$\frac{d\phi}{dt} = \frac{V \cos \gamma}{r} \quad (7)$$

$$\alpha = \theta + \phi - \gamma \quad (8)$$

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{T}{I_{sp}} \quad (9)$$

$$\alpha = \alpha_{prog}(t) \quad (10)$$

V 는 속도, t 는 시간, T 는 추력, D 는 항력, L 은 양력, m 은 발사체의 질량, θ 는 피치각(Pitch angle), ϕ 는 투하각(Range angle), γ 는 비행 경로각(Flight path angle), h 는 지상으로부터의 고도, α 는 받음각이다.

Eq. 4-9의 미분방정식을 4차 Runge-Kutta 법으로 수치 적분하여 계산하였으며, 시간에 따른 발사체의 속도, 비행 경로각, 고도 등을 예측하였다. 또한, 발사체가 대기 목표에 진행함에 따라 고도에 따른 압력과 밀도의 변화는 U.S. Standard를 기준으로 설정하였다[16].

27 받음각 설계

발사체의 궤적을 표현하기 위해서 받음각을 제어변수로 설정하였으며, 그에 대한 식은 Eq. 11-12와 같다. 킥턴(Kick turn)과 중력 턴(Gravity turn), 시간에 대한 받음각의 변화는 Eq. 11-12를 이용하여 Fig. 4와 같이 적용하였다 [17,18]. α_{max} 는 최대 받음각, a_m 는 기동 변수, t_1 는 Pitch over 시작 시점, t_2 는 중력 턴(Gravity turn) 시점이다.

$$\alpha_{prog}(t) = -\alpha_{max} \sin^2 f(t) \tag{11}$$

$$f(t) = \frac{\pi(t-t_1)}{a_m(t_2-t) + (t-t_1)} \tag{12}$$

28 최적화 기법 설정

우주 발사체 설계의 경우 많은 설계 변수들과 다분야 통합적 관점에서 최적 설계를 진행해야 하기 때문에 MDO 방법을 이용하였으며[9,19], 최적화 기법으로는 유전 알고리즘을 사용하였다.

유전 알고리즘은 효과적으로 전역 해를 탐색하며 입력 값에 대한 출력 값 정보를 필요로 하기 때문에 모듈의 해석 과정이 변하여도 적용할 수 있다는 장점이 있다. 본 연구에서 사용한 유전 알고리즘은 실수코드 유전 알고리즘을 사용하였으며, 재생산 연산자로는 유사 구매 선택 방법을 사용하였고 교배 연산자로는 수정 단순 교배를 사용하여 80%의 교배확률을 사용하였다. 돌연변이 확률은 동적 돌연변이로 초기 20%의 확률로 설정하였고, 탐색 시 최적에 가까운 집단을 다음 세대로 보존하는 엘리트 전략을 이용하여 탐색 효율을 높였다. 또한 프로그램 내부적으로 초기집단에서는 전역적인 범위에서 임의의 변수를 선택한 후, 세대 수가 거듭하면서 수렴

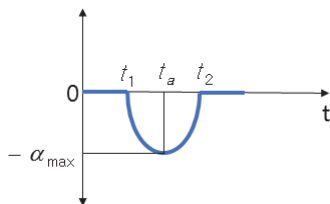


Fig. 4 Example of angle of attack design.

범위 영역에서 변이를 생성하는 것 이외에도 전역적인 해가 있는지 확인하기 위해 점수가 높은 영역을 탐지해 나가며 전역 해를 탐색할 수 있도록 구성하였다. 시스템 설계 단계에서의 초기 집단은 60개, 최대 세대수는 100세대로 설정하였으며, 궤적 최적화 단계에서의 초기 집단은 30개, 최대 세대수는 50세대로 설정하였다. 이와 같은 설정 값으로 수 백회 이상 프로그램을 실행한 결과 수렴 값이 대체로 일정하고 안정적으로 나온 것을 확인하였다.

Table 1은 시스템 설계 단계와 궤적 해석 단계에서의 최적화 문제를 정식화하여 나타낸 식이다.

Table 1. Optimization conditions.

System Design Module Process	
Objective Function	$F_{min}(\vec{X}) = W$
Design Variables	$X = [(L/D)_i, (D)_i]$
Constraint Condition	$l_i \geq l_{chamber_i} + l_{nozzle_i} + l_{tank,o_i} + l_{tank,f_i} + l_{et}$ $D_{e_i} - 0.8D_i \leq 0$
Boundary Condition	$1 \leq x_1 \leq 12$ (L/D) $2 \leq x_2 \leq 4$ (Diameter, m)
Sub-system Design Module Process (Engine)	
Objective Function	$F_{max}(\vec{X}) = Isp_i$
Design Variables	$X = [(P_c)_i, (\epsilon)_i, (O/F)_i]$
Boundary Condition	$5 \leq x_1 \leq 20$ (Pc, MPa) $5 \leq x_2 \leq 120$ (ϵ) $1 \leq x_3 \leq 8.0$ (O/F ratio)
Trajectory Analysis Module Process	
Objective Function	$F_{max}(\vec{X}) = V_f$
Design Variables	$X = [\alpha_{max}, \alpha_m, t_v, t_{kick}, t_c]$
Constraint Condition	$ V_f - V_{orbit} \geq 0$ $ h_f - h_{orbit} \geq 0$ $ \gamma_f \leq 0$
Boundary Condition	$1 \leq x_1 \leq 10$ (α_{max} , °) $0.1 \leq x_2 \leq 0.8$ (α_m , °) $1 \leq x_3 \leq 10$ (t_v , sec) $1 \leq x_4 \leq 10$ (t_c , sec) $10 \leq x_5 \leq 35$ (t_{kick} , sec)

시스템 설계 단계에서의 설계변수는 발사체의 길이 직경비, 직경, 엔진의 연소실 압력, 노즐확장비, O/F 비로 설정하였고, 서브 레벨 시스템에서의 목적함수는 엔진의 비추력의 최대값, 전체 시스템 단계에서의 목적함수는 발사체의 총 중량 최소값으로 설정하였다. 궤적 해석 단계에서의 설계변수로는 수직비행시간, 킥턴 시간, 단 분리 소요시간, 최대받음각, 기동변수로 설정하였다. 목적함수는 일반적으로 탑재체의 중량 최대화와 발사체의 최종 속도 최대화 중 하나를 선정한다. 본 연구에서는 시스템 설계 단계에서 탑재체의 중량을 입력 조건으로 선정하였기 때문에 발사체의 최종 속도를 최대화하는 것으로 목적함수를 선정하였다. Fig. 5-6은 액체로켓엔진에서의 설계변수를 선정할 때의 민감도 분석 결과이다. 설계변수로 선정한 연소실의 압력과 O/F 비에 따른 비추력과 엔진의 무게에 대한 변화율이 크게 보이는 것을 확인할 수 있으며, 이를 통해 엔진의

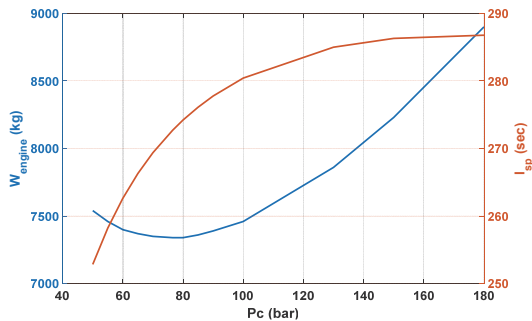


Fig. 5 Sensitivity analysis of design variables about combustion chamber pressure.

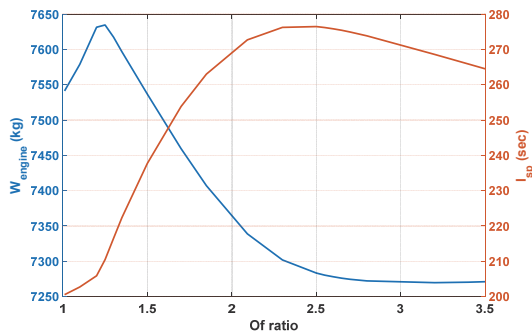


Fig. 6 Sensitivity analysis of design variables about O/F ratio.

설계에 있어 연소실 압력과 O/F 비가 중요 설계변수인 것을 파악할 수 있다. 이와 같은 방식으로 각 설계 단계 별 큰 영향을 미치는 설계 변수들을 선정하였으며, 설계 변수의 범위는 통상적으로 우주발사체에서 많이 사용되는 범위를 기준으로 선정하였다[7,9,18].

3. 프로그램 해석 결과

Fig. 1의 설계 과정을 Space-X 사의 Falcon 9 v1.1 발사체 제원을 비교 대상으로 설정하여 최적화를 수행하고 결과를 비교하였다. Falcon 9의 설계는 현실적인 설계 변수들을 고려하여 최적화된 것으로 알려져 있다[20,21]. 이 모델과의 비교를 통해 본 연구의 결과가 정성적 및 정량적으로 타당성을 갖는지 확인할 수 있다.

Table 2는 본 연구에서 개발한 코드의 1단 성

Table 2. Results for first stage compare to Falcon 9.

	Ref.	Result	Diff.
Design Variables			
Length (m)	42.0	42.27	+0.64 %
Diameter (m)	3.66	3.68	+0.55 %
Nozzle Expansion Ratio	16.0	17.35	+8.44 %
Chamber Pressure (bar)	75.0	76.53	+2.04 %
O/F Ratio	-	2.4853	-
Parameters			
Total Mass (ton)	506.0	479.8	-5.46 %
Structure Mass (ton)	18.0	18.15	+0.83 %
Propellant Mass (ton)	380.4	355.5	-7.00 %
Mass Ratio	4.0328	3.8605	-4.46 %
Structure Ratio	0.0452	0.0485	+6.80 %
Thrust (kN)	6440.0	6440.0	-
Specific Impulse (sec)	(Sea.) 282.0	(Sea.) 272.7	-3.41 %

능해석 결과와 Falcon 9의 제원을 비교한 것이고, Table 3은 2단의 결과를 비교한 것이다.

설계 결과를 살펴보면 비교대상인 Falcon 9 v1.1의 값과 전체적으로 10% 내외의 오차율을 보이지만 구조비를 살펴보면 제원에 비해 큰 값을 보이는 것을 확인할 수 있다. 이는 발사체의 무게 추정 시 경험식을 위주로 구성하였기 때문이다. 더 정확한 값을 추정하기 위해서는 추진제 탱크 내부의 베플 구조나 두께에 대한 정보가 추가적으로 필요하다.

설계 시 추력, 추진제 구성 등이 고정된 값이 사용되며, 발사체의 총 질량을 최소화하고 비추력을 최대화하도록 최적화 과정이 진행된다. Fig. 5-8은 궤적 해석이 진행된 결과를 나타낸 것이며, 이를 통해 주어진 임무를 수행하는 것을 검증하였다. Fig. 9는 본 연구에서 사용한 유전 알고리즘의 최적화 과정 수렴도 중 일부인 엔진 단계에서의 설계 변수가 수렴하는 과정을 나타낸 것이다.

Table 3. Results for second stage compare to Falcon 9.

	Ref.	Result	Diff.
Design Variables			
Length (m)	15.0	13.84	-8.38 %
Diameter (m)	3.66	3.59	-1.95 %
Nozzle Expansion Ratio	117.0	117.97	+0.82 %
Chamber Pressure (bar)	75.0	74.5	-0.67 %
O/F Ratio	-	3.044	-
Parameters			
Total Mass (ton)	107.4	105.19	-2.10 %
Structure Mass (ton)	4.70	4.81	+2.29 %
Propellant Mass (ton)	89.59	88.4	-1.35 %
Mass Ratio	6.0188	6.3270	+4.87 %
Structure Ratio	0.0499	0.0516	+3.29 %
Thrust (kN)	801.0	801.0	-
Specific Impulse (sec)	(Vac.) 340.0	(Vac.) 343.9	+1.13 %

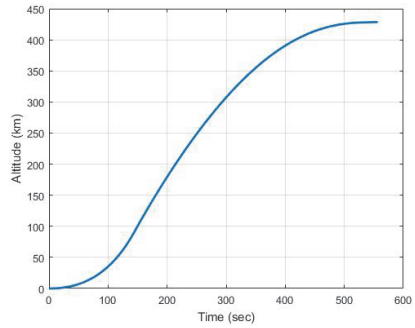


Fig. 7 Altitude variation over time.

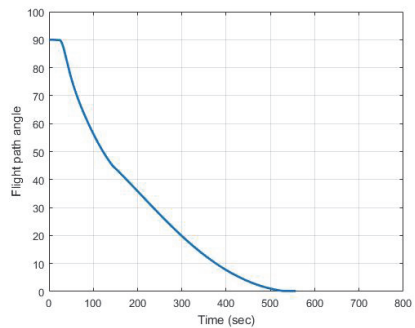


Fig. 8 Flight path angle variation over time.

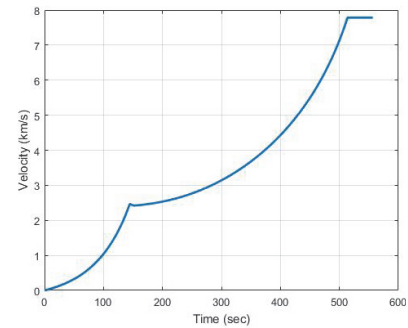


Fig. 9 Velocity - Time graph.

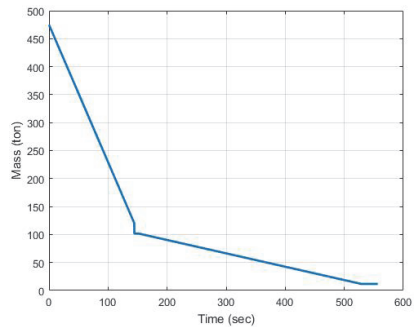


Fig. 10 Total mass of launch vehicle includes upper stages and payload.

다음으로는 1500 kg 크기의 탑재체를 목표 고도 700 km의 지구저궤도 상공에 올리는 임무를 수행하는 KSLV-II를 비교대상으로 검증을 수행하였다[22,23]. Table 4-6은 본 연구에서 개발한 코드의 결과와 KSLV-II의 제원을 각 단별로 비교한 것이다.

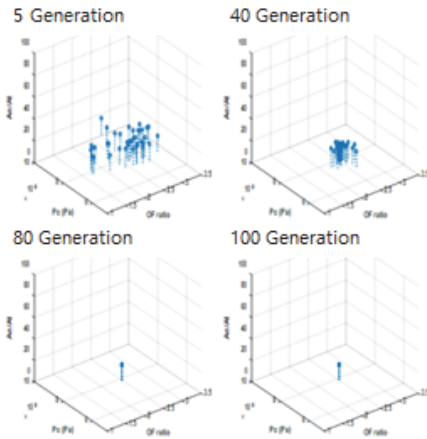


Fig. 11 Finding optimal design variables.

Table 4. Results for first stage compare to KSLV-II.

	Ref.	Result	Diff.
Design Variables			
Length (m)	24.532	22.49	-9.08 %
Diameter (m)	3.3	3.09	-6.80 %
Nozzle Expansion Ratio	12	13.13	+8.61 %
Chamber Pressure (bar)	60	60.14	+1.36 %
O/F Ratio	-	2.3061	-
Parameters			
Total Mass (ton)	200.0	196.1	-1.99 %
Structure Mass (ton)	14.9	14.2	-4.93 %
Propellant Mass (ton)	128.2	126.5	-1.34 %
Mass Ratio	2.7855	2.8160	+0.97 %
Structure Ratio	0.1041	0.1006	-3.69 %
Thrust (kN)	2983.22	2983.22	0.00 %
Specific Impulse (sec)	(Vac.) 298.1	(Vac.) 295.52	-0.87 %

Table 5. Results for second stage compare to KSLV-II.

	Ref.	Result	Diff.
Design Variables			
Length (m)	10.639	10.215	-4.15 %
Diameter (m)	2.9	2.835	-2.29 %
Nozzle Expansion Ratio	56	61.78	+9.36 %
Chamber Pressure (bar)	60	61.59	+3.88 %
O/F Ratio	-	3.0489	-
Parameters			
Total Mass (ton)	56.9	55.48	-2.56 %
Structure Mass (ton)	5.3	4.74	-11.81 %
Propellant Mass (ton)	36.6	38.24	+4.28 %
Mass Ratio	2.803	3.2173	+12.56 %
Structure Ratio	0.1265	0.1103	-14.48 %
Thrust (kN)	788.72	788.72	-
Specific Impulse (sec)	(Vac.) 315.4	(Vac.) 334	+5.57 %

Table 6. Results for third stage compare to KSLV-II.

	Ref.	Result	Diff.
Design Variables			
Length (m)	2.772	2.772	0.00 %
Diameter (m)	2.6	2.591	-0.35 %
Nozzle Expansion Ratio	120	121.19	+0.98 %
Chamber Pressure (bar)	70	72.14	+2.97 %
O/F Ratio	-	3.1249	-
Parameters			
Total Mass (ton)	15	12.505	-19.95 %
Structure Mass (ton)	1.8	1.674	-7.53 %
Propellant Mass (ton)	10.8	8.932	-20.91 %
Mass Ratio	3.5714	3.4993	-0.02 %
Structure Ratio	0.1429	0.1578	+9.44 %
Thrust (kN)	68.67	68.67	-
Specific Impulse (sec)	(Vac.) 325.1	(Vac.) 335.04	+2.97 %

Fig. 10-14는 위 최적화 결과를 바탕으로 진행한 궤적 시뮬레이션 결과이고, Fig. 15는 비행 절차차(flight sequence) 나타낸다.

설계 결과를 살펴보면 비추력의 경우 더 향상된 결과를 보여주며, 노즐 확장비 같은 경우 2단

에서 차이를 보이는 것을 알 수 있다. 노즐확장비를 설계할 때, 노즐의 입출구 면적 뿐 아니라 길이 및 길이에 따른 단면적의 변화가 형상을 결정지으며, 형상에 따라 성능의 차이가 발생하게 된다. 본 연구에서는 노즐확장비만 고려해서

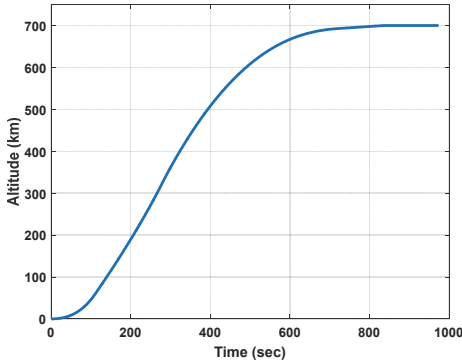


Fig. 12 Altitude variation over time.

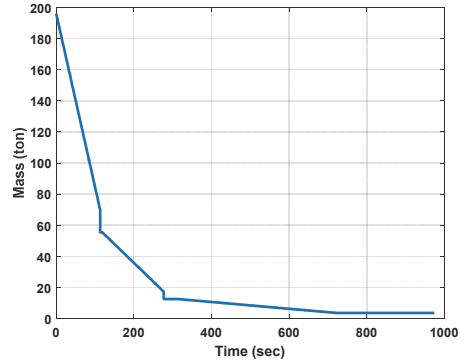


Fig. 15 Total mass of launch vehicle includes upper stages and payload.

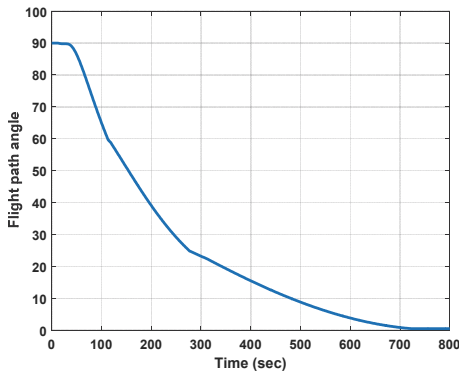


Fig. 13 Flight path angle variation.

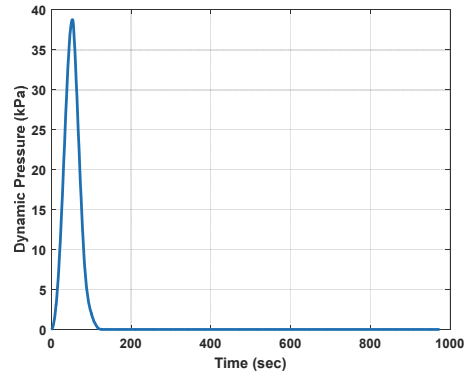


Fig. 16 Dynamic pressure variation over time.

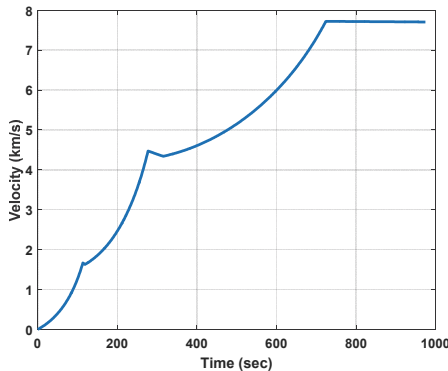


Fig. 14 Velocity - Time graph.

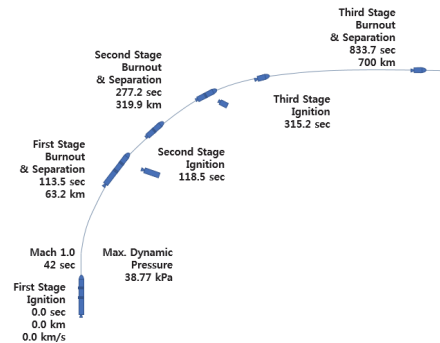


Fig. 17 Flight sequence.

엔진의 성능을 예측하기 때문에 이와 같은 차이가 발생할 수 있다고 보고 있으며, 계산 결과와의 차이는 성능에 큰 영향을 주는 차이는 아니라고 판단된다. 보다 상세한 노즐의 설계를 위해서는 노즐의 형상만 최적화 하는 프로그램 모듈이 필요하다고 본다.

4. 결 론

시스템 엔지니어링을 기반으로 우주 발사체 최적 설계를 위한 임무 설계 및 시스템 설계 단계의 전체적인 프로세스를 정립하였다. 사용자의 요구 조건과 최적 설계를 위한 설계 변수들을 기반으로 임무 설계와 시스템 설계를 진행하였다. 최적화 기법으로는 유전 알고리즘을 이용하였으며, MDO 방법을 이용한 우주 발사체 외형과 성능 최적화와 궤적 최적화를 동시에 수행하여 결과를 얻었다. 시스템 설계 파트로는 추진, 형상, 무게 추정, 공력 등을 고려하였으며 추진 모듈에서 발사체 엔진을 설계할 시, O/F비, 연소실 압력, 노즐 확장비 등을 고려하여 비추력이 최대값이 나오도록 서브 레벨 최적화를 진행하였다. 설계 결과를 바탕으로 궤적 시뮬레이션을 진행하여 설계된 발사체가 원하는 목표 궤도에 탑재체를 지니고 올라갈 수 있는지 확인하였다.

Falcon 9 v1.1을 검증 대상으로 설정하여 프로세스를 수행하였으며, 검증된 코드를 통해 KSLV-II의 제원을 바탕으로 더 높은 성능이 도출되는 설계 변수 조합을 찾아냈으며, 같은 임무 조건을 수행하는지 확인하였다. 이 결과를 통해 우주 발사체의 초기 설계 시, MDO 기법을 이용하여 대략적인 성능해석과 무게 추정, 외형 도출에 대해 활용될 수 있다고 사료된다.

후 기

본 연구는 서울대학교 차세대 우주추진 연구센터와 연계된 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행한 선도연구센터지

원사업(NRF-2013R1A5A1073861)의 연구 결과입니다.

References

1. Kim, J.W., Lwin, T., Shu, J.I., Lee, J.W. and Kim, S.H., "Development Systematic Conceptual Design Process and Framework for Space Launch Vehicle Considering Mission Design," *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers Conference*, Busan, Korea, pp. 466-471, May 2015.
2. Seo, J.I., Kim, J.W., Kwon, T.J., Lee, C.J., Jo, S.J., Lee, J.W. and Kim, S.H., "A Multidisciplinary Mission Design Optimization for the Space Launch Vehicle Using Data-Mining Technique," *Proceedings of The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences*, Jungsun, Korea, pp. 1045-1049, Apr. 2013.
3. Jin, K.K., *Genetic Algorithms and Their Applications*, Kyowoo Inc., Seoul, Seoul, Korea, 2000.
4. COŞKUN, E.C., "Multistage launch vehicle design with thrust profile and trajectory optimization," Ph.D. Dissertation, Department of Mechanical Engineering, Middle East Technical University, Ankara, Ankara, Türkiye Cumhuriyeti, 2014.
5. TRW Inc., *TRW space data*, TRW Systems Group, California, C.A., U.S.A., 1992.
6. Larson, W.J. and Wertz, J.R., *Space Mission Analysis and Design*, 3rd ed., Microcosm Press, Portland, O.R., U.S.A., 2005.
7. Lee, S.B., Lim, T.K. and Roh, T.S., "Design Optimization of Liquid Rocket Engine Using Genetic Algorithm," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No. 2, pp. 25-33, 2012.
8. Gordon, S. and McBride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex

- Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA RP-1311, 1994.
9. Castellini, F., "Multidisciplinary design optimization for expendable launch vehicles," Ph.D. Dissertation, Department of Aerospace Engineering, Milano, Lombardia, Repubblica Italiana, 2012.
 10. Pasquale, M.S., *Theory of Aerospace Propulsion*, Elsevier, Oxford, U.K., 2012.
 11. Humble, R.W., Henry, G.N. and Larson, W.J., *Space Propulsion Analysis and Design*, McGraw-Hill, New York, N.Y., U.S.A., 1995.
 12. Chae, J.W., Han, C.Y. and Yu, M.J., "A Propellant Loading Analysis Program of Bipropellant Propulsion System," *Journal of The Korean Society of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 10, pp. 1048-1053, 2009.
 13. Blake, W.B., "Missile DATCOM: User's Manual-1997 FORTRAN 90 Revision," AFRL-VA-WP-TR-1998-3009, 1998.
 14. Zipfel, P.H., *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*, 2nd, AIAA Inc., U.S.A., 2007.
 15. Villanueva, F.M. and Abbas, H., "Small Launch Vehicle Optimal Design Configuration from Ballistic Missile Components," *Proceedings of 2015 12th International Bhurban Conference on Applied Science & Technology (IBCAST)*, Islamabad, Pakistan, Jan. 2015.
 16. Atmosphere, US Standard., "US standard atmosphere," NASA TM X 74335, 1976.
 17. Linshu, H., *Launch Vehicles Design*, Beijing University of Aeronautic and Astronautics Press, Beijing, China, 2004.
 18. Rafique, A.F., He, L.S., Zeeshan, Q., Kamran, A. and Nisar, K., "Multidisciplinary design and optimization of an air launched satellite launch vehicle using a hybrid heuristic search algorithm," *Journal of Engineering Optimization*, Vol. 43, No. 3, pp. 305-328, 2011.
 19. Balesdent, M., Berend, N., Depince, P. and Chriette, A., "Multidisciplinary Design Optimization of Multi-Stage Launch Vehicle using Flight Phases Decomposition," *International Journal for Simulation and Multidisciplinary Design Optimization*, Vol. 4, No. 4, pp. 117-125, 2010.
 20. SpaceX., "Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide," Space Exploration Technologies Corp., Hawthorne, C.A., U.S.A., 2015.
 21. "Space Launch Report: SpaceX Falcon 9 v1.1 Data Sheet," retrieved 11 Aug. 2017 from <http://www.spacelaunchreport.com/falcon9v1-1.html>.
 22. Roh, W.R., Jo 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 Korean Society For Aeronautical And Space Sciences*, Jeju, Korea, pp. 233-239, Nov. 2012.
 23. 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.