

論文

순차적 최적화를 이용한 공중발사 로켓 시스템 대안 분석

최영창*, 이재우*, 변영환*

System Trade Study of the Air-launching Rocket Using Sequential Optimization Technique

Young Chang Choi*, Jae-Woo Lee* and Yung-Hwan Byun*

ABSTRACT

Conceptual design process is defined for the air-launching rocket by including analysis modules like mission analysis, staging, propulsion analysis, configuration, weight analysis, aerodynamics analysis and trajectory analysis. As a result of the conceptual design, the supersonic(M=1.5) air-launching rocket with hybrid engine for first stage propulsion system is designed. For the best system alternative selection, trade study for the 1st stage engine type and launching speeds using sequential optimization and confirming feasibility of baseline air-launching rocket has been performed. As a result of trade study, all alternatives are competitive in total weight and show only small difference in total weight per unit payload weight. Therefore, it is confirmed that the baseline air-launching rocket which has advantage in system safety especially in supersonic launching is feasible.

초 록

임무분석, 단배분, 추진해석, 형상, 공력해석, 중량해석 그리고 궤적해석을 포함하는 발사체 개념설계 과정을 정립하였다. 개념설계 결과, 1단에 Hybrid Engine을 적용한 초음속(M=1.5) 공중발사 로켓이 설계되었다. 최상의 시스템 대안을 선택하기 위해서, 순차적 최적화를 이용하여 1단 추진 시스템 형태와 발사속도에 대한 trade study와 baseline 공중발사 로켓의 타당성 검토가 수행되었다. Trade study 결과, 공중발사 로켓 시스템에서 가장 중요한 요소인 총 중량과 단위 위성중량 당 총 중량 비가 큰 차이를 보이지 않았다. 따라서 초음속 발사에서 안전성을 지닌 Baseline 공중발사 로켓 시스템이 타당한 것을 확인할 수 있었다.

Key Words : Air-launching Rocket(공중발사 로켓), Sequential Optimization(순차적 최적화), System Trade Study(시스템 대안 분석)

1. 서 론

최근 들어 세계 각국에서 경쟁적으로 신기술

개발과 확보를 위해 소형 위성을 개발하고 있으며 그 중 극초소형 위성은 종래의 소형 위성 및 마이크로 위성의 한계를 극복할 수 있는 미래 지향적 기술 분야이다. 극초소형 위성은 무게에 따라 1~10kg의 나노위성, 0.1~1kg의 피코위성으로 분류할 수 있고, MEMS(Micro-Electro Mechanical Systems)와 같은 나노기술이 개발을 위한 필수적인 요소이다[1,2]. 지금까지 개발된 나노 위성은

† 2005년 4월 29일 접수 ~ 2005년 8월 8일 심사완료

* 정희원, 건국대학교 항공우주공학과
연락처자, E-mail : jwlee@konkuk.ac.kr
서울시 광진구 화양동 1번지

4kg의 QQW1, 5kg의 ODERACS 시리즈, 3kg의 SPUTNIK-40, 그리고 TUBSAT-N등이 있다.

발사체를 설계하거나 선택하는데 있어 발사 비용과 궤도 투입 위성 중량이 매우 중요한 요소이다. 그런데 발사체의 단위 중량 당 발사비용은 탑재 위성 중량이 가벼울수록 증가하므로 현재는 극초소형 위성뿐만 아니라 소형 위성을 발사할 때에도 발사비용을 절감하기 위해 여러 소형 위성을 동시에 발사하거나 대형 위성과 함께 발사한다. 따라서 위성의 발사 시기나 운용상의 제한 조건을 가질 수밖에 없다[3]. 그러므로 소형위성을 독자적으로 저렴하게 발사할 수 있는 소형 발사체의 개발이 필요하며, 이에 적합한 발사방식 중의 하나가 공중발사(Air-launching) 방식이다.

공중발사란 위성체를 장착한 발사체를 일정한 고도까지 항공기를 이용하여 운반한 뒤 이를 투하, 발사하는 방식을 의미한다. 지상 발사 방식에 대한 공중 발사 방식의 특징 및 장점은 다음과 같다[3]. 공중발사의 가장 큰 특징이자 장점은 발사장의 선택이 자유롭다는 점이다. 원하는 발사 위치 까지 항공기로 운반하는 개념이므로 최적의 발사각과 발사 위치를 확보할 수 있다. 지상발사의 경우에는 지상에서 발사하기 때문에 요구되는 추진제 외에 발사장의 제한으로 인한 적절한 발사각을 확보하기 위한 여분의 추진제가 상당히 요구된다. 그에 비해 공중발사의 경우에는 최초로 높은 고도와 고속에서 발사되기 때문에 지상 발사 경우에 비해 압력, 온도, 밀도 등의 물성치가 낮은 값을 가지게 되므로 발사체에 작용하는 동압과 항력이 감소하고, 결과적으로 구조응력과 열응력도 감소한다. 또한 주위의 낮은 대기압으로 인해 노즐의 팽창비가 증가하여 추력효율을 증가시킬 수 있다. 항공기로부터 얻어지는 초기 속도 이득은 발사체가 초기속도까지 가속되기 위한 추진제가 필요 없도록 한다. 따라서 발사체의 전체 중량이 지상발사에 비해 감소하게 된다.

현재까지 개발된 모든 공중발사체는 대부분 모선과의 장착성 때문에 부피에 제약을 받았으며 이로 인해 여러 장점을 지닌 하이브리드 엔진 대신 고체 모터를 사용해 왔고 초음속 모선 분리 시 발생하는 충격파 및 팽창파로 인한 불안정 모선분리의 이유로 아음속으로 발사를 해 왔다.

따라서 본 논문에서는 하이브리드 엔진과 고체 모터, 초음속 발사와 아음속 발사에 대한 시스템 Trade Study를 순차적 최적화 기법을 이용하여 수행하고 초음속 발사와 하이브리드 엔진 적용 가능성에 대해서 확인하고자 한다.

II. 공중발사 로켓 최적설계

2.1 공중발사 로켓 개념설계 과정

발사체의 개념설계 과정은 가장 먼저 주어진 설계요구조건을 주어진 임무를 수행하기 위하여 요구되는 속도증분을 산출하고 단배분 과정을 통하여 이를 각단에 적절히 분배한다. 단배분을 통하여 계산된 추진제의 중량과 주어진 연소시간, 각 단의 비추력을 이용하여 각 단의 평균 추력을 계산한다. 그리고 각 단 추진제 밀도와 추진제 공간 효율을 계산하여 발사체의 전체 길이, 지름 및 컨트롤 핀의 형상을 결정하게 된다. 각 단의 구조 중량을 계산한 후 결정된 기본 형상에 대하여 공력해석을 수행하고 마지막으로 주어진 성능 데이터를 이용하여 궤적해석을 수행하여 임무를 수행할 수 있는가를 확인한다.

발사체 개념설계는 전체 설계과정 뿐만 아니라 각각의 설계단계에서도 최적의 결과를 한 번의 해석만으로 얻을 수 없기 때문에 각각의 단계와 전체설계과정의 반복 수행이 필수적이다. 또 발사체 설계는 항공기 설계와 마찬가지로 공력, 추진, 궤적해석 등의 분야가 상호 긴밀하게 연계되어 설계, 해석되는 통합 시스템이므로 전체 설계 분야가 참여하는 통합개발, 혹은 동시공학 개념의 적용이 요구되며, 현재 활발한 연구가 진행되고 있는 다분야 통합 설계 최적화 기법의 적용이 필요하다[4].

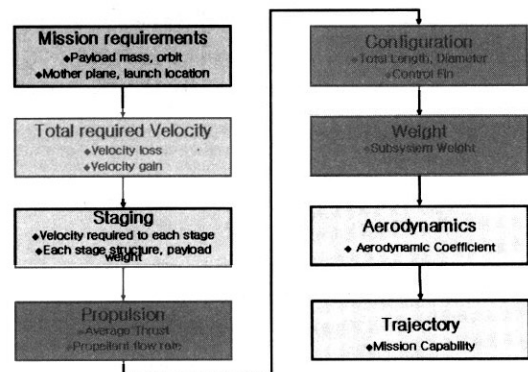


그림 1. 공중발사 로켓의 개념설계 과정

2.2 공중발사 로켓 Baseline

2.2.1 모선의 임무형상

모선으로는 대한민국 공군이 보유한 전투기중 무장 탑재 능력이 가장 뛰어난 F-4E Phantom을 선택하였다. 모선의 임무형상은 제주공항(동경

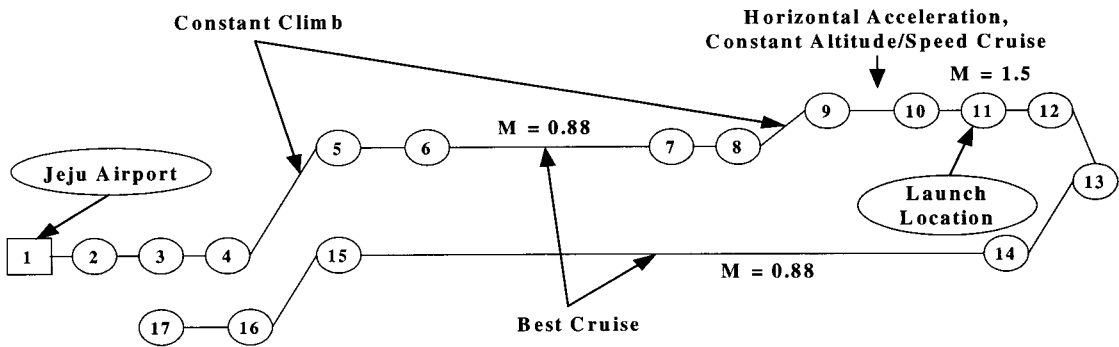


그림 2. 모선의 임무형상

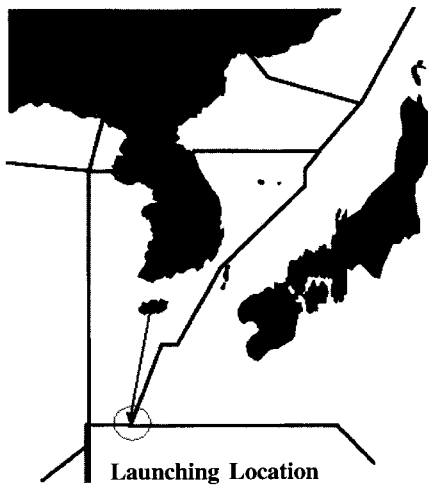


그림 3. 공중발사 로켓의 발사위치

126°29' 42", 북위 33°30' 29")에서 출발하여 발사 위치에 도착하여 공중발사 로켓을 투하한 후 다시 제주공항까지 돌아오는 것으로 그림 2와 같이 총 16개구간으로 정의하였다. 정의된 모선의 임무형상을 항공기 임무형상 분석 프로그램인 "MISS V. 2.01[5]"을 이용하여 해석하였다. 해석 결과 주어진 임무를 수행하기 위해 요구되는 총 연료량은 12,000lb로 F-4E Phantom의 최대 연료 탑재량인 16670lb보다 4670lb적다. 따라서 현재 설정된 발사 위치까지의 왕복비행이 가능하다는 것을 알 수 있었다.

2.2.2 발사속도 및 추진시스템

공중발사 방식에 적용 가능한 발사속도는 크게 아음속과 초음속으로 구분할 수 있다. 아음속에서 모선분리를 하여 공중발사를 하게 되면 모선과 발사체의 분리가 상대적으로 안전하지만 접화 후 발사체의 속도가 증가하면서 초음속영역의 공력 불안정성을 극복해야 하고 초음속 영역으로

진입할 때의 강한 조파항력을 극복해야 한다. 이러한 항력의 증가로 인하여 추진제 무게의 증가를 초래하게 되므로 아음속 영역에서 공중발사를 하는 것은 총중량의 증가를 가져온다. 반면 초음속 공중발사에서는 초기속도가 높기 때문에 공중발사체의 추진제 무게의 감소효과를 얻을 수 있으며 초음속 영역에서의 공력의 불안정 요소를 배제할 수 있다는 것이다. 따라서 발사속도는 초음속으로 선택하였다.

현재까지 개발된 모든 공중발사체는 모선과의 장착성 때문에 부피에 제약을 받았으며 이로 인해 고체 모터를 사용해 왔다. 그러나 고체 모터는 외부 충격 등으로 인한 사고가 발생하면 모선과 발사체 모두에 피해를 줄 수 있다. 그러나 하이브리드 엔진은 외부 충격 등에 인한 추진제의 자발적 점화 염려가 없고, 개발비용이 저렴하며 액체로켓처럼 추력조절이 가능하다[6]. 따라서 고체추진 방식보다 부피가 큰 단점이 있으나 공중발사체의 대체 시스템으로 충분한 가능성이 있다.

3.1 설계요구조건 및 Alternatives

3단형 공중발사 로켓을 설계하기 위한 설계 요구조건과 제한 조건을 다음과 같이 정하였다.

- 궤도투입 위성중량 : 7.5kg
- 궤도 : 700km × 700km 원궤도
- 모선 : F-4E Phantom
- 발사 고도 : 12,000m
- 발사 속도 : M=0.8 or M=1.5
- 추진 시스템

*1단 : Hybrid(HTPB/LOX) or Solid(HTPB/AP/Al)

*2단, 3단 : Solid(HTPB/AP/Al)

- 설계 제약조건

*총 중량 : 1800.0kg 이하

*총 길이 : 6.5m 이하

*총 지름 : 0.6m 이하

Trade Study를 위하여 표 1과 같은 4가지 시스템 대안 군을 선정하였다.

표 1. Alternatives of Trade Study

대안	Launching Speed	Flight Path Angle	Propulsion System
1	Supersonic	0°	Hybrid
2	Supersonic	0°	Solid
3	Subsonic	30°	Hybrid
4	Subsonic	30°	Solid

3.2 순차적 최적화를 이용한 설계

계적최적화를 포함한 전체 과정을 통합하여 최적화를 수행하는 경우 각 분야간의 설계변수와 제약 조건간의 관련성이 매우 떨어지는 이유로 최적화를 수행하기가 난해하였다. 따라서 그림 5에서 보는바와 같이 계적해석 분야를 제외한 나머지 분야를 통합하여 최적화를 수행한 후 계적 최적화를 수행하는 과정을 적용하였다.

첫 번째 최적화에서는 발사체 총 중량을 최소화, 두 번째 최적화에서는 위성 중량을 최대화하도록 수행하였고 최적화 알고리즘으로 SQP (Sequential Quadratic Programming) 알고리즘을 사용하였다[5]. SQP는 목적함수를 2차함수로, 제한조건을 1차함수로 근사하여 사용하며 반복계산을 통하여 계산과정의 오차는 줄여가며 최적화를 수행한다.

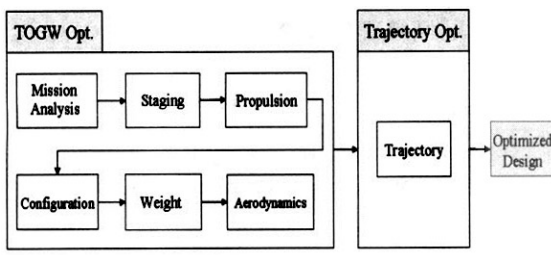


그림 5. Sequential Optimization Process

Step 1. TOGW Optimization

Objective Function

Minimize TOGW

TOGW : Take-Off Gross Weight (kg)

Constraints

$$V_1 + V_2 + V_3 = 100.0$$

$$0.5 \leq D_{e1} \leq 0.6$$

$$0.2 \leq R_{e2} \leq 0.3$$

$$0.1 \leq R_{e3} \leq 0.2$$

$$0.55 \leq D \leq 0.6$$

$$6.0 \leq L \leq 6.5$$

$$0.10 \leq \lambda_i \leq 0.16, i=1 \sim 3$$

V_i : Velocity Fraction of Each Stage(%), $i=1 \sim 3$

D_{e1} : 1st Stage Nozzle Exit Diameter(m)

R_{ei} : Each Stage Nozzle Exit Radius(m), $i=2 \sim 3$

D : Diameter(m), L : Total Length(m)

λ_i : Each Stage Structure Coefficient, $i=1 \sim 3$

Design Variables

$$30.0 \leq V_i \leq 40.0$$

$$100.0 \leq Gox_i \leq 350.0$$

$$1.4 \leq P_{c1} \leq 5.0$$

$$5.0 \leq e_1 \leq 20.0$$

$$3.0 \leq P_{c2} \leq 6.0$$

$$30.0 \leq e_2 \leq 70$$

$$3.0 \leq P_{c3} \leq 6.0$$

$$40.0 \leq e_3 \leq 120.0$$

V_i : Velocity Fraction of each stage(%), $i=1-3$

Gox_i : 1st Stage Initial Oxidizer Mass Flux(kg/m²-sec)

P_{c1} : 1st Stage Chamber Pressure(MPa)

P_{c2} : 2nd Stage Chamber Pressure(MPa)

P_{c3} : 3rd Stage Chamber Pressure(MPa)

e_1 : 1st Stage Nozzle Expansion Ratio

e_2 : 2nd Stage Nozzle Expansion Ratio

e_3 : 3rd Stage Nozzle Expansion Ratio

Step 2. Trajectory Optimization

Objective Function

Maximize M_{pay}

M_{pay} : Payload Weight (kg)

Constraints

$$h_p = 700000.0$$

$$V_p = 7504.0$$

$$v_p = 0.0$$

h_p : Perigee Altitude (m)

V_p : Orbit Insertion Velocity (m/s)

v_p : Orbit Insertion Flight Path Angle (°)

Design Variables

$$-20 \leq \alpha_i \leq 20$$

$$7.5 \leq M_{pay} \leq 20$$

α_i : Angle of Attacks (°), $i = 1 \sim 17$

Step 1에서는 모선에 장착성을 고려한 형상제한 조건, 각 단의 속도분배비의 합 그리고 각 단의 구조 계수를 제한조건으로 하였고, Step 2에서는 위성이 목표궤도, 위성 진입 시 요구속도와 자세를 제한조건으로 하였다.

Alternative 2, 4에서의 최적화 문제 구성은 Alternative 1, 3과 차이가 있다. Alternative 1, 3에서는 1단을 Hybrid Propulsion System을 적용시키기 때문에 총 중량 최적화에서 Initial Oxidizer Mass Flux를 설계 변수로 정하였으나 Alternative 2, 4에서는 이것이 불필요하다.

3.3 Alternative 1, 3의 최적설계 결과

1단에 Hybrid Propulsion System을 적용시키고 아·초음속 발사를 했을 경우 다음과 같은 설계수렴결과가 도출되었다(표 2 - 표 5).

Alternative 1에서는 발사체 총 중량 1272.61kg, 위성중량 8.5kg, 발사체 길이 및 지름 6.43/0.6m의 결과가 도출되었다.

표 2. Number of Iterations & Function Call

대안	최적화 단계	Iteration Number	Function Call
1	Step 1	6	121
	Step 2	12	243
3	Step 1	8	108
	Step 2	19	392

표 3. Weight Distribution(단위 : kg)

대안	단	추진제 중량	구조 중량	위성 중량	총중량
1	1	830.87	158.23	283.51	1272.61
	2	187.44	42.57	53.5	283.51
	3	33.60	11.40	8.50	53.5
3	1	902.83	171.87	287.51	1362.21
	2	187.44	45.37	54.7	287.51
	3	33.60	11.40	9.70	54.7

표 4. Configuration Result(단위 : m)

대안	단	Motor Case		Nozzle			길이/지름
		길이	지름	길이	목반경	출구 반경	
1	1	4.30	0.56	0.41	0.086	0.210	6.43/0.6
	2	0.46	0.6	0.20	0.021	0.093	
	3	0.33	0.3	0.15	0.010	0.066	
3	1	4.16	0.60	0.36	0.089	0.200	6.5/0.6
	2	0.46	0.60	0.28	0.028	0.129	
	3	0.33	0.30	0.15	0.010	0.066	

표 5. Propulsion Results

대안	단	추력(kgf)	비추력(sec)	연소시간(sec)
1	1	4809.10	282.71	49
	2	1419.15	265	35
	3	356.20	265	25
3	1	5104.06	275.88	49
	2	1419.15	265	35
	3	356.20	265	25

반면 Alternative 3에서는 발사체 총 중량 1362.21kg, 위성중량 9.70kg, 발사체 길이 및 지름 6.50/0.60m의 결과가 도출되었다.

일반적으로 아음속에서 모선분리를 하여 공중 발사를 하게 되면 점화 후 발사체의 속도가 증가하면서 천음속영역의 공력 불안정성을 극복해야 하고 초음속 영역으로 진입할 때의 강한 조파항력을 극복해야 한다. 이러한 항력의 증가로 인하여 추진제 중량의 증가를 초래하게 되므로 아음속영역에서 공중발사를 하는 것은 불필요한 총중량의 증가를 가져온다.

설계 결과에서 볼 수 있듯이 아음속 발사 시에 약 90kg의 추진제 중량의 증가를 보였고 이로 인해 발사체의 길이 또한 약 0.1m 증가되는 것을 보였다.

3.4 Alternative 2, 4의 최적설계 결과

1단에 Solid Propulsion System을 적용시키고 아·초음속 발사를 했을 경우 다음과 같은 설계수렴결과가 도출되었다(표 6 - 표 9).

표 6. Number of Iterations & Function Call

대안	최적화 단계	Iteration Number	Function Call
2	Step 1	13	216
	Step 2	10	210
4	Step 1	17	254
	Step 2	15	309

표 7. Weight Distribution(단위 : kg)

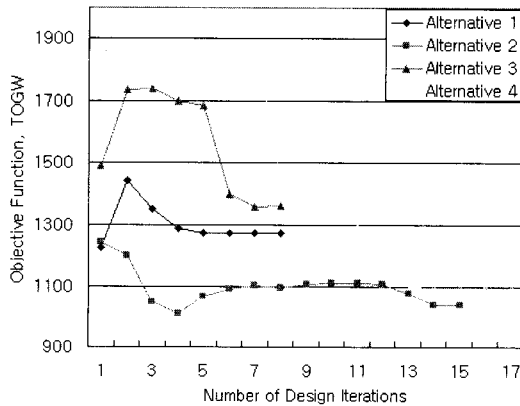
대안	단	추진제 중량	구조 중량	위성 중량	총중량
2	1	684.5	71.5	283.7	1039.7
	2	187.4	31.0	65.3	283.7
	3	49.1	8.7	7.5	65.3
4	1	728.4	76.6	293.0	1098.0
	2	199.5	32.2	61.3	293.0
	3	45.3	7.9	8.1	61.3

표 8. Configuration Result(단위 : m)

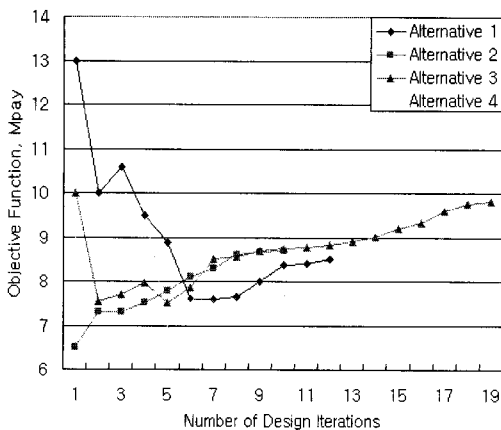
대안	단	Motor case		Nozzle			길이/ 지름
		길이	지름	길이	목반경	출구 반경	
2	1	1.43	0.60	0.64	0.045	0.28	4.04/0.6
	2	0.40	0.60	0.43	0.027	0.18	
	3	0.10	0.60	0.33	0.018	0.14	
4	1	1.52	0.60	0.59	0.047	0.26	4.10/0.6
	2	0.43	0.60	0.43	0.027	0.19	
	3	0.10	0.6	0.32	0.017	0.13	

표 9. Propulsion Result

대안	단	추력(kgf)	비추력(sec)	연소시간(sec)
2	1	4534.8	265	40
	2	1418.6	265	35
	3	521.0	265	25
4	1	4825.4	265	40
	2	1510.7	265	35
	3	480.4	265	25



(a) Step 1 Optimization



(b) Step 2 Optimization

그림 6. Convergence History of the Objective Function

Alternative 2, 4에서도 아음속 발사 시에 추진 체 중량의 증가로 인해 발사체 총 중량과 길이가 더 크게 도출된 것을 확인하였다.

그림 6에서 볼 수 있듯이 4가지 Alternatives에 대한 설계 결과 모두 Step 1, 2 최적화문제에서 설계요구조건을 만족시키면서 수렴되었고 위성이 진입속도 750m/s와 비행 경로각 0°로 목표 고도인 700km에 도달하는 것을 확인하였다.

총 중량과 길이 면에서는 Alternative 2가 가장 좋은 결과를 보였다. 그러나 표 10에서 볼 수 있듯이 4가지 Alternative 모두 총 중량 면에서 경쟁적이고 단위 위성중량 당 총 중량 면에서는 큰 차이를 보이지 않았다.

따라서 Baseline으로 정한 1단에 Hybrid Engine 을 적용시키고 초음속으로 발사하는 공중발사 로켓이 타당하다는 것을 확인할 수 있었다.

표 10. Comparison of Alternatives

대안	Payload Weight(kg)	Total Weight(kg)	Total Weight/ Payload Weight
1	8.50	1272.61	149.72
2	7.50	1039.7	138.63
3	9.70	1362.21	140.43
4	8.10	1098.0	135.56

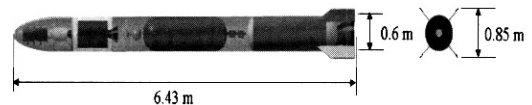


그림 7. Configuration of the Air-launching Rocket

III. 결 론

본 논문에서는 하이브리드 엔진 대 고체 모터, 초음속 발사 대 아음속 발사에 대한 Trade Study를 순차적 최적화를 이용하여 수행하였다.

4가지 Alternative 모두 설계요구조건을 만족시키는 것과 초음속 발사와 하이브리드 엔진 적용 가능성에 대해서도 확인하였다.

4가지 Alternative 중에서 발사체 총 중량과 길이 측면에서는 Alternative 2가 Best Alternative 이었지만 총 중량과 단위 위성중량 당 총 중량을 감안하였을 때 Baseline인 1단에 Hybrid Engine 을 적용하고 초음속으로 발사하는 공중발사 로켓이 타당하다는 것을 확인하였다. Baseline 공중발사 로켓은 발사체 총 중량 1272.61kg, 위성중량 8.50kg, 총 길이/지름 6.43/0.60m의 제원을 가진다.

향후에는 모선이 1단의 역할을 한다고 가정했을 때 2단형으로 임무수행이 가능한지에 대해서 알아보기 위하여 2단형 발사체 대한 Trade Study를 수행할 것이다. 또한 순차적 최적화뿐만 아니라 임무분석에서 궤적해석까지 모든 해석 과정을 통합한 MDF 기법을 적용하여 최적화를 수행할 것이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 지원으로(ADD 장기기초연구사업, 과제번호 ADD-03-01-01) 수행되었으며 연구비를 지원해 주신 국방과학연구소에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 방효충, 박훈철, "극 초소형 위성 개발 현황 및 전망", 한국항공우주학회지, 제 28권 5호, 2000년 8월, pp. 153-160.
- 2) Birk, R. J., Tompkins, J. M., and Burns, G. S., "Commercial Remote Sensing Small Satellite Feasibility Study", Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering, Vol. 1495, pp. 2-5, 1991.
- 3) 이재우, 박봉교, 변영환, 이창진 "한국의 공중발사로켓 개발 필요성 및 실현방안", 한국항공우주학회지, 제 32권 4호, 2004년 5월, pp. 128~135.
- 4) Sobieczanski-Sobieski, J., and Haftka, R. T., "Multidisciplinary Aerospace Design Optimization: Survey of Recent Developments", AIAA-96-0711, 34th Aero. Sci. Meeting, Jan. 1996.
- 5) Jack D. Mattingly, William H. Heiser, Daniel H. Daley, *Aircraft Engine Design*, AIAA Education Series, 1987.
- 6) W. R. Humble, N. G. Henry and J. W. Larson, *Space propulsion analysis and design*, Space technology series, Mc Graw Hill Inc, 1995.