

## 論文

## 다분야 최적화 기법을 이용한 공중발사 로켓 최적설계

최영창\*, 이재우\*\*, 변영환\*\*

Optimal Supersonic Air-Launching Rocket Design  
Using Multidisciplinary System Optimization Approach

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

## ABSTRACT

Compared with the conventional ground rocket launching, air-launching has many advantages. However, a comprehensive and integrated system design approach is required because the physical geometry of air launch vehicle is quite dependent on the installation limitation of the mother plane. The system design has been performed using two different approaches: the sequential optimization and the multidisciplinary feasible(MDF) optimization method. Analysis modules include mission analysis, staging, propulsion analysis, configuration, weight analysis, aerodynamics analysis and trajectory analysis. MDF optimization shows better results than the sequential optimization. As a result of system optimization, a supersonic air launching rocket with total mass of 1244.91kg, total length of 6.36m, outer diameter of 0.60m and the payload mass of 7.5kg has been successfully designed.

## 초 록

공중발사 방식은 일반적인 지상발사와 비교해 볼 때 많은 장점을 지니고 있다. 그러나 공중발사 로켓의 형상은 모선에 장착 시 많은 제한이 따르기 때문에 여러 해석분야를 통합한 시스템 설계가 필요하다. 시스템 설계는 순차적 최적화와 MDF 기법을 이용하여 수행되었다. 해석 모듈은 임무분석, 단배분, 추진해석, 형상, 중량해석, 공력해석, 궤적해석을 포함한다. 두 가지 기법 중 MDF 기법을 이용하였을 때 더 좋은 결과를 도출하였다. 시스템 최적화 결과 총 중량 1244.91kg, 위성중량 7.5kg, 총 길이 6.36 m, 지름 0.60m을 지닌 초음속 공중발사 로켓이 설계되었다.

**Key Words** : Air-launching Rocket(공중발사 로켓), Sequential Optimization(순차적 최적화), Multidisciplinary Feasible(다분야 최적화)

## 1. 서 론

최근 정보통신기술과 MEMS(Micro-Electro Mechanical Systems)의 발달에 힘입어 극소형 위성의 개발이 여러 나라에서 활발히 진행 중이다[1]. 하지만 현재는 이러한 극소형 위성만을 독자적으로 발사할 수 있는 발사체는 전무한 실정이며 발사비용을 절감하기 위하여 여러 위성을 동시에 발사하거나

† 2005년 4월 29일 접수 ~ 2005년 10월 24일 심사완료

\* 정희원, 건국대학교 항공우주공학과

\*\* 정희원, 건국대학교 e-시스템 통합기술 연구센터

연락처, E-mail : jwlee@konkuk.ac.kr

서울시 광진구 화양동 1번지

대형 위성과 함께 발사하게 되어 위성의 발사시기를 다른 탑재 위성들의 운용 시기를 고려하여 결정하여야 하므로 운용상의 제약 조건을 가질 수밖에 없다. 따라서 현재 운용중인 중소형 발사체들은 극소형 위성의 발사 면에서 매우 비효율적이다.

위성발사의 한 방법으로 이용되고 있는 항공기를 이용한 공중발사는 극소형 위성을 저렴한 비용에 원하는 시기에 독자적으로 발사할 수 있으므로 지상발사방식을 보완할 수 있다. 공중발사 방식은 기구, 항공기 등을 이용하여 발사체를 일정고도까지 상승시킨 후 점화하여 발사하는 방식으로 정의된다[2]. 우리나라는 지정학적인 위치로 인해 우주발사체의 발사각 확보가 어려운 실정이나 공중발사 방식을 적용한 발사체를 개발한다면 이러한 지정학적인 단점을 극복할 수 있을 것이다[3]. 초소형 공중발사체는 국내에서 개발 중인 중·소형 발사체와 더불어 다양한 위성 발사 시스템을 구축하게 할 것이다.

새롭게 창출될 극소형 위성의 발사시장 선점과 지정학적인 위치 극복을 위해 극소형 위성을 독자적으로 발사할 수 있는 초소형 공중발사체의 개발이 필요하며 또한 공중발사체는 모선에 장착 시 페이로드 중량, 발사체 길이, 직경에 대한 심각한 제약이 따르기 때문에 추진성능, 공력특성, 궤적해석, 중량해석 등이 동시에 고려되는 다분야 통합 설계가 필요하다.

따라서 본 논문에서는 주어진 임무조건을 만족시키는 공중발사 로켓의 최적설계를 수행하였고 다분야 통합설계를 위하여 순차적 최적화와 MDF 최적화 기법을 적용하였다. 그리고 MDF 최적화 기법의 효율성을 확인하기 위하여 순차적 설계기법을 적용한 설계결과와 비교하였다.

## II. 초소형 공중발사 로켓 최적설계

### 2.1 공중발사 로켓 개념설계 과정

공중발사 로켓의 개념설계 과정은 그림 1과 같다. 공중발사 로켓의 임무조건과 제한조건이 주어지면 임무를 수행하기 위해서 필요한 총 요구속도를 구한다. 총 요구속도는 각 단에서의 속도 손실분과 궤도 요구속도, 그리고 속도 이득분을 이용하여 산출한다. 총 요구속도가 산출되면 단배분 과정을 통하여 각 단의 구조계수와 속도 분배비를 결정하여 각 단에서 요구되는 속도 증분을 계산하게 된다. 단배분을 통하여 얻어진 각 단의 속도증분, 추진제 중량, 구조 중량,

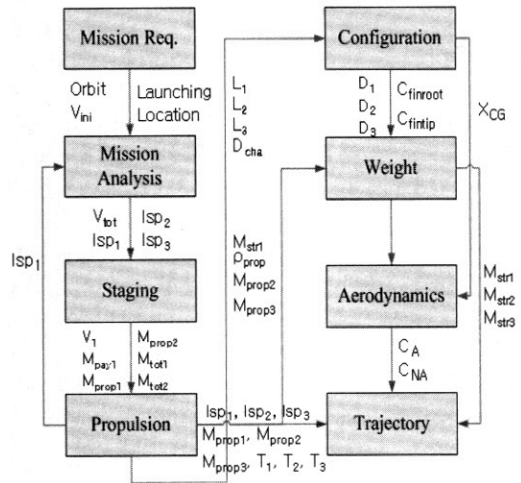


그림 1. Conceptual Design Process of the Air-launching Rocket

페이로드 중량 등을 이용하여 추진 해석을 수행한다. 추진 해석을 통하여 각 단에서의 추진제 질유량, 추력, 비추력 그리고 추진제 중량, 구조 중량 등을 감안한 각 단의 모터 케이스 길이, 노즐 길이 및 지름 등의 형상이 도출된다. 노즈부 형상은 Ogive 형태로 정하였고 컨트롤 핀의 형상은 조정안정성을 만족할 수 있도록 설계하였다 [4]. 이를 이용하여 전체 길이 및 지름을 계산하고 컨트롤 핀의 형상을 결정한다. 발사체의 모터 케이스, 컨트롤 핀, 노즐 등과 같은 세부적인 구조 중량을 계산하고 공력 해석을 통하여 발사체에 작용하는 수직력 계수와 축력 계수 등의 공력 계수를 구한다. 마지막으로 단배분, 추진 해석, 형상 해석, 중량해석, 공력 해석을 통하여 도출된 결과를 입력값으로 사용하여 궤적해석을 수행한다.

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.

### 2.2 설계요구조건

3단형 공중발사 로켓을 설계하기 위한 설계 요구조건과 제한 조건은 다음과 같다. 위성의 중량

과 궤도는 기존에 개발되어 운용 중인 극소형 위성을 조사하여 선정하였다[4]. 모선은 대한민국 공군이 보유한 항공기 중 초음속 비행이 가능하고 탑재 능력이 뛰어난 F-4E Phantom이다.

일반적으로 로켓은 단수를 증가 시킬 수록 총 중량은 감소하는데 2단형에서 3단형으로 갈 때 이륙중량 감소효율이 가장 크며 3단형에서 4단형으로 갈 때에는 그 효율이 비교적 작아지게 된다[5]. 따라서 공중발사 로켓은 3단형으로 설계하였다. 추진시스템으로는 1단에 하이브리드 엔진, 2단과 3단에 솔리드 모터를 적용하였다.

하이브리드 엔진은 부피가 큰 단점이 있지만 안전하면서 추력조절이 가능한 장점을 지니고 있고, 공중발사 로켓에 적용 가능한 것을 확인하였다[6].

- 궤도투입 위성중량 : 7.5kg
- 궤도 : 700km × 700 km 원궤도
- 모선 : F-4E 팬텀
- 발사 고도 : 12,000m
- 발사 속도 : M=1.5
- 추진 시스템
  - \*1단 : Hybrid Engine(HTPB/LOX)
  - \*2단, 3단 : Solid Motor(HTPB/AP/Al)
- 설계 제약조건
  - \*총 중량 : 1800.0kg 이하
  - \*총 길이 : 6.5m 이하
  - \*총 지름 : 0.6m 이하

### 2.3 공중발사 로켓의 장착위치 결정

초음속 공중발사 로켓의 모선장착위치를 결정하기 위하여 모선인 F-4E Phantom의 무장 장착 가능 위치를 다음과 같이 살펴보았다.

그림 1과 표 1에 나타난 바와 같이 모선인 F-4E Phantom의 무장 장착 가능한 위치는 주 날

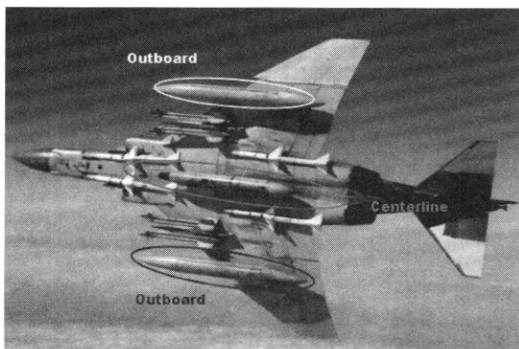


그림 2. 장착 가능한 공중발사 로켓의 위치

표 1. 보조 연료 탱크 제원

	Mass(kg)			Length (m)	Diameter (m)
	Tank	Fuel	Total		
Wing	131.6	1081.2	1212.7	6.1	0.65
Center line	131.6	1753.2	1884.8	7.2	0.88

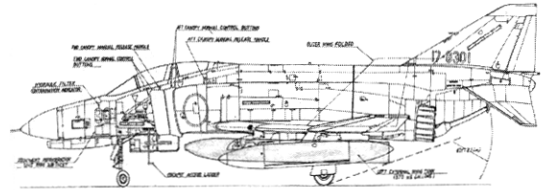


그림 3. F-4E Phantom with Air-launching Rocket

개의 Outboard와 모선 중앙동체 밑 부분의 두 곳으로 구분된다. 주 날개에 장착할 시 장착가능한 공중발사체의 무게는 1212.7kg으로 제한되며 총 길이와 조종면을 포함한 전체 직경은 6.1m, 0.65m로 제한된다. 그러나 모선의 중앙동체 아랫면에 장착할 경우 발사체의 무게는 1884.8kg, 총 길이와 전체 직경은 7.2m, 0.88m로 좀 더 완화된 제한조건을 갖는다.

그림 1에서 나타난 바와 같이 한쪽의 주 날개에 1톤 이상의 무게를 갖는 발사체를 장착할 경우 모선의 안정성을 만족시키기 위해 다른 쪽의 주 날개에 Dummy를 장착해야 한다. 이럴 경우 불필요한 무게가 모선에 장착되어 연료 소모율이 높아지고 극단적인 경우 발사위치 까지 비행이 불가능해 질 수도 있다. 따라서 그림 3과 같이 모선의 중앙동체 아랫면에 장착하는 것이 가장 효율적이라고 판단하였다.

### 2.4 순차적 최적화를 적용한 최적설계

초소형 공중발사체의 개념설계를 위해 임무분석, 단계분, 추진, 형상, 중량, 공력 그리고 궤적 해석 분야를 통합한 해석모델을 구성하였다. 그림 4는 각 단위분야를 거치면서 순차적 최적화를 하기 위한 과정을 보여주고 있다.

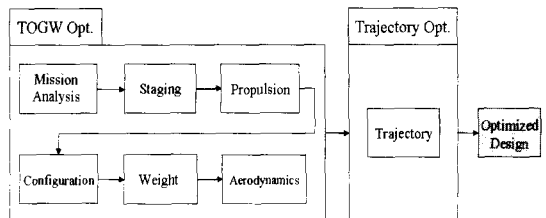


그림 4. Sequential Optimization Process

**Step 1. TOGW Optimization**

**Objective Function**

Minimize TOGW

TOGW : Take Off Gross Weight (kg)

**Constraints**

$$V_1 + V_2 + V_3 = 100.0$$

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

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

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

$$0.55 \leq D \leq 0.6$$

$$6.0 \leq L \leq 6.5$$

$$0.10 \leq \lambda_i \leq 0.16, i=1\sim3$$

$V_1$  : 1<sup>st</sup> Stage Velocity Fraction (%)

$V_2$  : 2<sup>nd</sup> Stage Velocity Fraction (%)

$V_3$  : 3<sup>rd</sup> Stage Velocity Fraction (%)

$D_{e1}$  : 1<sup>st</sup> Stage Nozzle Exit Diameter (m)

$R_{e2}$  : 2<sup>nd</sup> Stage Nozzle Exit Radius (m)

$R_{e3}$  : 3<sup>rd</sup> Stage Nozzle Exit Radius (m)

D : Diameter, L : Total Length (m)

$\lambda_i$  : Each Stage Structure Coefficient

**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(%),  $i=1-3$

$Gox_i$  : 1<sup>st</sup> Stage Initial Oxidizer Mass Flux(kg/m<sup>2</sup>-sec)

$P_{c1}$  : 1<sup>st</sup> Stage Chamber Pressure(MPa)

$P_{c2}$  : 2<sup>nd</sup> Stage Chamber Pressure(MPa)

$P_{c3}$  : 3<sup>rd</sup> Stage Chamber Pressure(MPa)

$e_1$  : 1<sup>st</sup> Stage Nozzle Expansion Ratio

$e_2$  : 2<sup>nd</sup> Stage Nozzle Expansion Ratio

$e_3$  : 3<sup>rd</sup> Stage Nozzle Expansion Ratio

**Step 2. Trajectory Optimization**

**Objective Function**

Maximize  $M_{pay}$

$M_{pay}$  : Payload Weight (kg)

**Constraints**

$$h_p = 700000.0$$

$$V_p = 7504.0$$

$$\gamma_p = 0.0$$

$h_p$  : Perigee Altitude (m)

$V_p$  : Orbit Insertion Velocity (m/s)

$\gamma_p$  : Orbit Insertion Flight Path Angle (°)

**Design Variables**

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

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

$\alpha_i$  : Angle of Attacks (°),  $i = 1\sim17$

표 2. Number of Iterations & Function Calls

최적화 단계	Number of Iterations	Function Calls
Step 1	5	69
Step 2	14	243

표 3. Weight Distribution (단위 : kg)

단	추진제 중량	구조중량	위성중량	총중량
1	880.71	167.77	283.17	1331.65
2	187.40	42.57	53.2	283.17
3	33.60	11.40	8.2	53.20

표 4. Propulsion Results

단	추력(kgf)	비추력(sec)	연소시간(sec)
1	5189.22	277.79	49
2	1419.2	265	35
3	356.2	265	25

표 5. Configuration Results (단위 : m)

단	Motor Case		Nozzle			길이/지름
	길이	지름	길이	목반경	출구반경	
1	4.24	0.60	0.41	0.09	0.22	6.50/0.60
2	0.46	0.60	0.20	0.02	0.09	
3	0.33	0.30	0.15	0.01	0.07	

표 2에서 알 수 있듯이 Step 1과 Step 2는 각각 5번과 14번의 반복 계산 후에 수렴되었고 모든 제한 조건들을 만족시켰다. 설계결과 총 중량 1331.65kg, 위성 중량 8.2kg, 지름 0.60m 그리고 길이가 6.50m인 공중발사 로켓이 도출되었다. 표 3과 4는 각 단의 중량분포와 추진해석 결과로서 위성을 목표 궤도에 진입시키기 위한 추진제 중량과 추력 등을 나타낸다.

**2.5 MDF 기법을 적용한 설계**

그림 5는 MDF(Multidisciplinary Feasible)기법을 적용한 최적화를 실시하는 순기를 보여주고 있다. MDF 기법은 최적화의 각 순기에서 현재의 설계 점에 관하여 연성된 시스템에 대한 다분야 간 해석을 직접 수행한다. 그 구성방식이 최적화

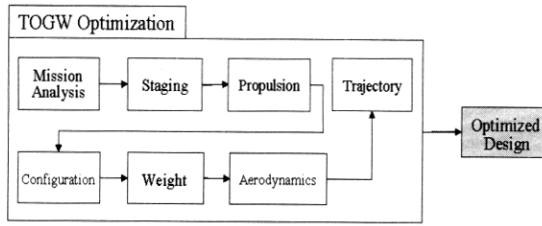


그림 5. MDF Optimization Process

문제를 별도의 방법을 적용하여 변형하는 것이 아니고 단순 최적화 문제와 동일한 방법으로 문제를 공식화 하는 기법이기에 때문에 직관적이고 가장 손쉽게 문제를 구성할 수 있는 것이 큰 특징이다. 그러나 최적화의 각 순기에서 현재의 설계점에 대하여 다분야간 해석 문제를 직접 다루는 MDF 기법은 각 분야간에 밀접한 관계가 있는 경우에는 전 분야에 걸쳐 상당한 해석시간과 비용을 필요로 한다[7].

**Objective Function**

Minimize TOGW

TOGW : Take Off Gross Weight (kg)

**Constraints**

- $V_1 + V_2 + V_3 = 100.0$
- $0.5 \leq D_{e1} \leq 0.6$
- $0.2 \leq R_{e2} \leq 0.3$
- $0.1 \leq R_{e3} \leq 0.2$
- $0.55 \leq D \leq 0.6$
- $6.0 \leq L \leq 6.5$
- $0.10 \leq \lambda_i \leq 0.16, i=1\sim3$
- $h_p = 700000.0, V_p = 7504.0, \gamma_p = 0.0$
- $V_1$  : 1<sup>st</sup> Stage Velocity Fraction (%)
- $V_2$  : 2<sup>nd</sup> Stage Velocity Fraction (%)
- $V_3$  : 3<sup>rd</sup> Stage Velocity Fraction (%)
- $D_{e1}$  : 1<sup>st</sup> Stage Nozzle Exit Diameter (m)
- $R_{e2}$  : 2<sup>nd</sup> Stage Nozzle Exit Radius (m)
- $R_{e3}$  : 3<sup>rd</sup> Stage Nozzle Exit Radius (m)
- D : Diameter, L : Total Length (m)
- $\lambda_i$  : Each Stage Structure Coefficient
- $h_p$  : Perigee Altitude (m)
- $V_p$  : Orbit Insertion Velocity (m/sec)
- $\gamma_p$  : Orbit Insertion Flight Path Angle (°)

**Design Variables**

- $30.0 \leq V_i \leq 40.0$
- $100.0 \leq Gox_i \leq 350.0$
- $1.4 \leq P_{c1} \leq 5.0$
- $5.0 \leq e_1 \leq 20.0$
- $3.0 \leq P_{c2} \leq 6.0$

- $30.0 \leq e_2 \leq 70$
- $3.0 \leq P_{c3} \leq 6.0$
- $40.0 \leq e_3 \leq 120.0$
- $-20 \leq \alpha_i \leq 20$

- $V_i$  : Velocity Fraction of each stage(%),  $i=1-3$
- $Gox_i$  : 1<sup>st</sup> Stage Initial Oxidizer Mass Flux(kg/m<sup>2</sup>-sec)
- $P_{c1}$  : 1<sup>st</sup> Stage Chamber Pressure(MPa)
- $P_{c2}$  : 2<sup>nd</sup> Stage Chamber Pressure(MPa)
- $P_{c3}$  : 3<sup>rd</sup> Stage Chamber Pressure(MPa)
- $e_1$  : 1<sup>st</sup> Stage Nozzle Expansion Ratio
- $e_2$  : 2<sup>nd</sup> Stage Nozzle Expansion Ratio
- $e_3$  : 3<sup>rd</sup> Stage Nozzle Expansion Ratio
- $\alpha_i$  : Angle of Attacks (°),  $i = 1\sim17$

표 6. Number of Iterations & Function Calls

최적화	Number of Iterations	Function Calls
TOGW Optimization	9	271

표 7. Weight Distribution (단위 : kg)

단	추진제 중량	구조중량	페이로드중량	총중량
1	808.42	153.99	282.50	1244.91
2	187.44	42.56	52.50	282.50
3	33.60	11.40	7.50	52.50

표 8. Configuration Results (단위 : m)

단	Motor Case		Nozzle			길이/지름
	길이	지름	길이	목반경	출구반경	
1	3.99	0.60	0.48	0.08	0.23	6.36/0.60
2	0.46	0.57	0.20	0.02	0.09	
3	0.33	0.30	0.15	0.01	0.07	

표 9. Propulsion Results

단	추력(kgf)	비추력(sec)	연소시간(sec)
1	4767.39	288.85	49
2	1419.20	265	35
3	356.20	265	25

표 10. Comparison Optimization Results

	Sequential Opt.	MDF Opt.
TOGW (kg)	1331.65	1244.91
Payload (kg)	8.2	7.5
L (m)	6.5	6.36
D (m)	0.6	0.6

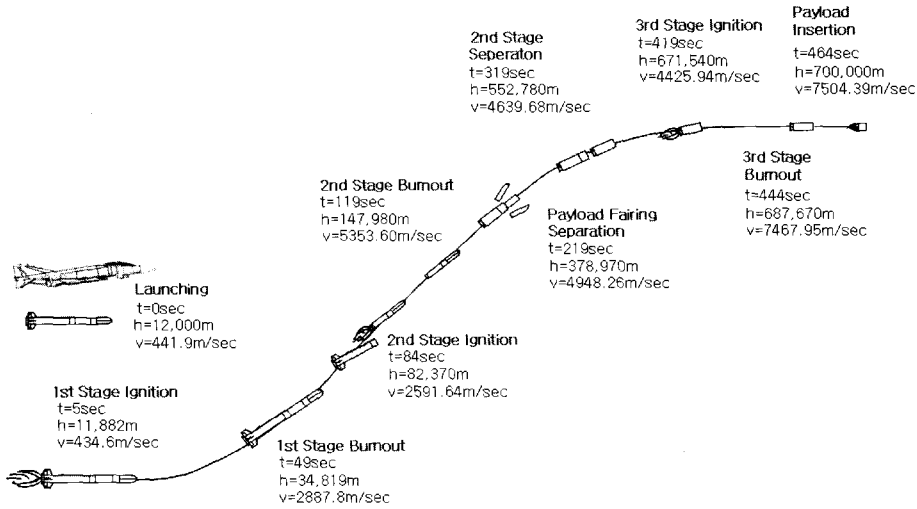


그림 6. Optimized Mission Profile of the Air-launching Rocket



그림 7. Configuration of the Air-launching Rocket

표 6에서 볼 수 있듯이 9번의 반복계산 후에 수렴되었고, 수렴된 해로서 총 중량 1244.91kg, 지름 0.60m, 길이 6.36m인 공중발사 로켓이 도출되었다. 표 7, 8, 9는 각 단의 중량분포와 형상, 추진 해석 결과를 나타내고 표 10은 순차적 최적화 결과와 MDF 최적화 결과를 비교한 것이다. MDF 기법을 사용함으로써 총 중량과 길이 면에서 각각 6.51%와 2.2%의 개선된 설계결과를 얻을 수 있었다.

두 가지 최적화 기법 모두 SQP(Sequential Quadratic Programming)을 사용하였고 국부 최적점을 피하기 위해 서로 다른 초기 설계점에 대해서 최적화를 수행하였다[8].

그림 6에서는 궤적해석을 통해서 도출된 공중발사 로켓의 임무형상을 보여주고 있다. 공중발사 로켓은 모선에서 5초간 자유낙하 후 1단 점화를 시작한다. 그리고 각 단의 점화, 연소종료, 분리 후 약 464초 후에 목표 궤도인 700km에 위성이 투입된다.

그림 7은 공중발사 로켓의 형상을 나타내고 있다. 형상해석을 통해서 전체 길이 6.36m, 지름 0.6m, 조종면을 포함한 전체 지름 0.85m인 공중발사 로켓이 도출되었다.

### III. 결 론

연구에서는 7.5kg의 나노위성을 700km 원궤도에 투입하는 임무를 위한 초음속 초소형 공중발사 로켓의 최적설계를 순차적 최적화 과정과 Multidisciplinary Feasible(MDF) 기법을 적용하여 수행하였다. 순차적 최적화에서는 임무분석에서 공력해석까지 포함하는 발사체 총중량 최적화, 궤적최적화의 두 단계로 나누어서 설계하였고, MDF 최적화에서는 모든 해석과정을 포함하여 설계하였다.

여러 가지 초기 설계점에 대해서 수렴된 해를 도출하였으며 최적기법의 강건성과 최적해의 전역성을 확인하였다. MDF 최적화 결과 발사체 총중량 1244.91kg, 위성중량 7.5kg, 총 길이 6.36m, 지름 0.6m인 공중발사 로켓이 도출되었다. 이는 순차적 최적화 결과보다 총 중량과 길이에서 각각 6.51%와 2.2% 향상된 설계결과를 나타낸다. 이를 통해서 MDF 기법의 효율성을 확인할 수 있었다.

향후에는 2, 3단의 추진해석과 공력해석에서 정밀도가 높은 해석코드들을 적용하고 구조해석과 열해석을 포함한 MDF 최적화를 수행할 것이다.

## 후 기

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

## 참고문헌

- 1) Aerospace America, Oct., 2003, AIAA.
- 2) B. Donahue, "Supersonic air-launch with advanced chemical propulsion", AIAA 2003-4888, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2003.
- 3) 이재우, 박봉교, 변영환, 이창진, "한국의 공중발사로켓 개발 필요성 및 실현 방안", 한국항공우주학회지 제 32권 4호, 2004.
- 4) 지영무, 김영신, 이재우, 박준상, "초음속 공중발사 로켓의 모선분리 현상에 관한 수치적 연구", 한국항공우주학회지 제33권 8호, 2005.
- 5) Aerospace Source Book, Jan., Aviation Week & Space Technology, 2003.
- 6) 오범석, 이준호, 노응래, 조미옥, 박정주, 조광래, "발사체의 개념설계", 한국항공우주학회지, 제 30권, 6호, 2002.
- 7) S. T. Kwon, B. K. Park, C. J. Lee, J. W. Lee, "Optimal Design of Hybrid Motor for the First Stage of Air Launch Vehicle", AIAA 2003-4749, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2003.
- 8) 전권수, 이재우, "효율적 제품설계를 위한 다분야 통합 최적설계 기법 고찰", 한국항공우주학회지 제 29권 5호, 2001.
- 9) Vanderplaats, Garret N., "Numerical Optimization Techniques for Engineering Design", 3rd Edition, Vanderplaats Research and Development.