

다분야 최적화 기법을 이용한 공중발사로켓 최적설계

최영창* · 이재우** · 변영환*** (건국대학교)

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

Young Chang Choi* · Jae-Woo Lee** · Yung-Hwan Byun***

ABSTRACT

Compared with the conventional ground rocket launching, air-launching has many advantages. However, 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 result than sequential optimization. As a result of system optimization, a supersonic air launching rocket with total mass of 1244.91 kg, total length of 6.18 m, outer diameter of 0.60 m and the payload mass of 7.5 kg 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 1244.91 kg, 위성중량 7.5 kg, 총 길이 6.18 m, 지름 0.60 m을 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 중이

다[1]. 하지만 현재는 이러한 극소형 위성만을 독자적으로 발사할 수 있는 발사체는 전무한 실정이며 발사비용을 절감하기 위하여 여러 위성을 동시에 발사하거나 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 극고형 위성의 발사면에서 매우 비효율적이다.

위성발사의 한 방법으로 이용되고 있는 항공

* 건국대학교 항공우주공학과

** 건국대학교 항공우주공학과

*** 건국대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: jwlee@konkuk.ac.kr

기를 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 발사가 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, 공력 특성, 궤적해석, 중량해석 등이 동시에 고려되는 다분야 통합 설계가 필요하다.

따라서 본 논문에서는 공중발사 방식을 적용한 초소형 초음속 공중발사 로켓의 다분야 통합 최적설계를 수행하여 설계 가능성을 확인하고자 한다.

2. 공중발사 로켓 최적설계 과정

공중발사 로켓의 최적설계 과정은 다음과 같다. 공중발사로켓의 임무조건과 제한조건이 주어지면 임무를 수행하기 위해서 필요한 총 요구 속도를 구한다. 총 요구 속도는 각 단계에서의 속도 손실분과 궤도 요구속도, 그리고 속도 이득분을 이용하여 산출한다. 총 요구속도가 산출되면 단배분 과정을 통하여 각 단계의 구조계수와 속도 분배비를 결정하여 각 단계에서 요구되는 속도 증분을 계산하게 된다. 단배분을 통하여 얻어진 각 단계의 속도증분, 추진체 중량, 구조 중량, 페이로드 중량 등을 이용하여 추진 해석을 수행한다. 추진 해석을 통하여 각 단계에서의 추진체 질유량, 추력, 비추력 등을 구하게 된다. 앞에서 도출된 추진체 중량, 구조 중량 등을 감안하여 발사체의 길이 및 지름 등의 형상이 도출된다. 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 궤적 최적화를 수행한다[4].

발사체 개념설계는 전체 설계과정 뿐만 아니라 각각의 설계단계에서도 최적의 결과를 한번의 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 설계분야가 참여하는 통합개발, 혹은 동시공학 개념의 적용이 요구되며, 현재 활발한 연구가 진행되고 있는 다분야 통합 설계 최적화 기법의 적용이 필요하다.

3. 초소형 공중발사 로켓 최적설계

3.1 설계요구조건 및 Alternatives

3단형 공중발사 로켓을 설계하기 위한 설계 요구조건과 제한 조건을 다음과 같이 정하였다 [4].

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

- 설계 제약조건
 - *총 중량 : 1800.0 kg 이하
 - *총 길이/지름 : 6.5 m 이하/0.6 m 이하

3.2 단계적 최적화를 적용한 개념설계

초소형 공중발사체의 개념설계를 위해 임무분석, 단배분, 추진, 형상, 중량, 공력 그리고 궤적 해석 분야를 통합한 해석모델을 구성하였다. Fig. 1은 각 단위분야를 거치면서 단계적 최적화를 하기 위한 과정을 보여주고 있다.

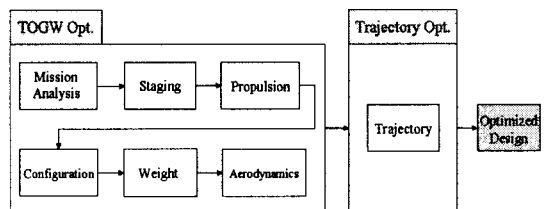


Fig. 1 Sequential Optimization Process

Step 1. TOGW Optimization

Objective Function

Minimize TOGW

Constraints

$$V1 + V2 + V3 = 100.0$$

$$0.5 \leq Re1 \leq 0.6$$

$$0.2 \leq Re2 \leq 0.3$$

$$0.1 \leq Re3 \leq 0.2$$

$$0.55 \leq D \leq 0.6$$

$$6.0 \leq L \leq 6.5$$

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

TOGW : Total Gross Weight (kg)

V_1 : 1st Stage Velocity Fraction (%)

V_2 : 2nd Stage Velocity Fraction (%)

V_3 : 3rd Stage Velocity Fraction (%)

R_{e1} : 1st Stage Nozzle Exit Radius (m)

R_{e2} : 2nd Stage Nozzle Exit Radius (m)

R_{e3} : 3rd Stage Nozzle Exit Radius (m)

D : Diameter, L : Total Length (m)

λ_i : Each Stage Structure Coefficient

Design Variables

$x_1 \sim x_3$: Each Stage Velocity Fraction (%)

x_4 : 2nd Stage Chamber Pressure (Mpa)

x_5 : 2nd Stage Nozzle Expansion Ratio

x_6 : 3rd Stage Chamber Pressure (Mpa)

x_7 : 3rd Stage Nozzle Expansion Ratio

x_8 : 1st Stage Initial Oxidizer Mass Flux (kg/m²-sec)

x_9 : 1st Stage Chamber Pressure (Mpa)

x_{10} : 1st Stage Nozzle Expansion Ratio

Step 2. Trajectory Optimization

Objective Function

Maximize M_{pay}

Constraints

$$h_p = 700000.0$$

$$V_p = 7504.0$$

$$\gamma_p = 0.0$$

M_{pay} : Payload Weight (kg)

h_p : Perigee Altitude (m)

V_p : Orbit Insertion Velocity (m/s)

γ_p : Orbit Insertion Flight Path Angle (°)

Design Variables

$x_1 \sim x_{17}$: Angle of Attacks (°)

x_{18} : Payload Weight (kg)

Table 2. Number of Iterations & Function Calls

최적화 단계	Iteration Number	Function Call
Step 1	5	69
Step 2	14	243

Table 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

Table 4. 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	

Table 5. 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

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

3.3 MDF 기법을 적용한 최적설계

Figure 2는 다분야 통합해석을 통하여 MDF(Multidisciplinary Feasible)기법을 적용한 최적화를 실시하는 순기를 보여주고 있다. MDF 기법은 최적화의 각 순기에서 현재의 설계 점에 관하여 연성된 시스템에 대한 다분야간 해석을 직접 수행한다. 그 구성방식이 최적화 문제를 별도의 방법을 적용하여 변형하는 것이 아니고 단순 최적화 문제와 동일한 방법으로 문제를 공식화 하는 기법이기 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[5].

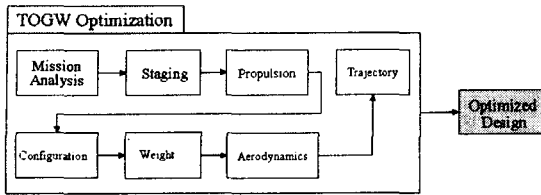


Fig. 2 MDF Optimization Process

MDF 기법을 적용하기 위한 최적화 문제 구성은 다음과 같다.

Objective Function
Minimize TOGW

Constraints

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

Design Variables

- $x_1 \sim x_3$: Each Stage Velocity Fraction (%)
- x_4 : 2nd Stage Chamber Pressure (Mpa)
- x_5 : 2nd Stage Nozzle Expansion Ratio
- x_6 : 3rd Stage Chamber Pressure (Mpa)
- x_7 : 3rd Stage Nozzle Expansion Ratio
- x_8 : 1st Stage Initial Oxidizer Mass Flux (kg/m²-sec)
- x_9 : 1st Stage Chamber Pressure (Mpa)
- x_{10} : 1st Stage Nozzle Expansion Ratio

- $x_{11} \sim x_{27}$: Angle of Attacks (°)
- x_{28} : Payload Weight (kg)

Table 6. Number of Iterations & Function Calls

최적화	Iteration Number	Function Call
TOGW Optimization	9	271

Table 7. Weight Distribution (단위 : kg)

단	추진재 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

Table 8. Configuration Results (단위 : m)

단	Motor Case		Nozzle			길이/지름
	길이	지름	길이	목반경	출구반경	
1	3.99	0.57	0.48	0.08	0.23	6.18/0.60
2	0.46	0.60	0.20	0.02	0.09	
3	0.33	0.30	0.15	0.01	0.07	

Table 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

Table 10. Comparison Optimization Results

	Sequential Opt.	MDF Opt.
TOGW (kg)	1331.65	1244.91
Payload (kg)	8.2	7.5
L (m)	6.5	6.18
D (m)	0.6	0.6

Table 4에서 볼 수 있듯이 9번의 반복계산 후 에 수렴되었고. 수렴된 해로서 총 중량 1244.91 kg, 지름 0.60 m, 길이 6.18 m인 공중발사 로켓이 도출되었다. Table 7, 8, 9는 각 단의 중량분포와 형상, 추력 해석 결과를 나타내고 Table 10은 순차적 최적화 결과와 MDF 최적화 결과를 비교한 것이다. MDF 기법을 사용함으로써 총 중량과 길이 면에서 각각 3.6%와 4.92%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.

4. 결 론

본 연구에서는 7.5 kg의 나노위성을 700 km 원궤도에 투입하는 임무를 위한 초음속 초소형 공중발사 로켓의 최적설계를 단계적 최적화 과정과 Multidisciplinary Feasible(MDF) 기법을 적용하여 수행하였다. 여러 가지 초기 설계점에 대해서 수립된 해를 도출하였으며 최적기법의 강건성과 최적해의 전역성을 확인하였다. 또한 MDF 설계결과 순차적 최적화보다 총 중량과 길이에서 각각 6.51%와 4.92% 향상된 설계결과를 얻었으며 MDF 기법의 효율성을 확인하였다.

향후에는 정밀도가 높은 해석코드들을 적용한 MDF 최적화를 수행할 것이다.

후 기

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

참 고 문 헌

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. Pegasus User's Guide, Orbital Science Corporation, Sept. 1998.
4. 박봉교, "다분야 통합해석을 통한 초음속 공중발사 로켓 최적설계", 공학석사 학위논문, 건국대학교 2004. 2
5. 전권수, 이재우, "효율적 제품설계를 위한 다분야 통합 최적설계기법 고찰", 한국항공우주학회지 2001. 8