

## 초음속 공중발사로켓의 임무형상 최적설계

최영창<sup>1)</sup>, 이재우<sup>\*2)</sup>, 변영환<sup>3)</sup>

건국대학교 항공우주공학과<sup>1)</sup>, 건국대학교 항공우주공학과<sup>2)</sup>, 건국대학교 항공우주공학과<sup>3)</sup>

### Optimal Mission Design of the Supersonic Air-launching Rocket

Youngchang Choi<sup>1)</sup>, Jaewoo Lee<sup>\*2)</sup> and Yunghwan Byun<sup>3)</sup>

<sup>1)</sup>Department of Aerospace Engineering, Konkuk University, 1 Hwayang-dong, Gwangjin-gu, Seoul 143-701, Korea

<sup>2)</sup>Department of Aerospace Engineering, Konkuk University, 1 Hwayang-dong, Gwangjin-gu, Seoul 143-701, Korea

<sup>3)</sup>Department of Aerospace Engineering, Konkuk University, 1 Hwayang-dong, Gwangjin-gu, Seoul 143-701, Korea

**Abstract :** Design and optimization study has been performed to obtain a supersonic air-launching mission for the nanosat launcher. Given mission is to launch 10kg payload to target orbit of 700km x 700km. Additional design constraints are imposed by the mother plane. After the required velocity is obtained, the staging optimization is carried out. Serial analyses for the propulsion system and aerodynamics are performed then, the rocket trajectory optimization has been carried out. After several mission design and optimization iterations, the optimized mission which satisfies the mission target is obtained. Total weight of the three-staged air-launching rocket is 1231.4kg and the payload weight is 10 kg.

**Key Words :** Supersonic(초음속), Air-launching(공중발사), Mission Profile(임무형상), Optimal Design(최적설계), Hybrid Motor(하이브리드 모터)

#### Nomenclature

M : mass, kg

$\alpha$  : angle of attack, °

#### Subscripts

LG : gravity loss

LD : drag loss

LT : thrust loss

P : perigee

GE : earth revolution gain

Ini : initial

Req : required

Pl : payload

#### 1. 서 론

최근 정보통신기술과 MEMS(Micro-Electro Mechanical Systems)의 발달에 힘입어 극소형 위성의 개발이 여러나라에서 활발히 진행중이다.[1] 하지만 현재는 이러한 극소형 위성만을 독자적으로 발사할수 있는 발사체는 전무한 실정이며 발사비용을 절감하기 위하여 여러 위성을 동시에 발사하거나 대형 위성과 함께 발사하

\* Department of Aerospace Engineering, Konkuk University.  
jwlee@konkuk.ac.kr

게되어 위성의 발사시기를 다른 탑재 위성들의 운용시기를 고려하여 결정하여야 하므로 운용상의 제약 조건을 가질 수밖에 없다. 따라서 현재 운용중인 중소형 발사체들은 극소형 위성의 발사면에서 매우 비효율적이다. 위성발사의 한 방법으로 이용되고 있는 항공기를 이용한 공중발사는 극소형 위성을 저렴한 비용에 원하는 시기에 독자적으로 발사할 수 있으므로 지상발사 방식을 보완할 수 있다. 우리나라는 지정학적인 위치로 인해 우주발사체의 발사각 확보가 어려운 실정이나 공중발사 방식을 적용한 발사체를 개발한다면 이러한 지정학적인 단점을 극복할 수 있을 것이다.[2, 3] 초소형 공중발사체는 국내에서 개발중인 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 필요하다.

본 연구에서는 공중발사체 설계를 위한 임무형상 설계순서를 정립하고 그에 따른 3단형 공중 발사로켓의 임무형상 최적설계를 수행하고자 한다.

## 2. 공중발사 방식

### 2.1 공중발사의 정의 및 특징

공중발사란 항공기를 이용하여 인공위성을 장착한 발사체를 일정한 고도까지 운반한 뒤 발사하는 방식을 의미한다. 공중발사 방식은 통상적인 발사체의 1단 역할을 항공기가 대신하여 상당한 높이의 고도와 속도를 항공기로부터 얻음으로써 발사체 자체에 투입되는 비용을 절감할 수 있게 한다.

지상발사 방식에 대한 공중발사 방식의 특징 및 장점은 다음과 같다[2]. 공중발사의 가장 큰 특징이자 장점은 발사장의 선택이 자유롭다는 점이다. 원하는 발사위치까지 항공기로 운반하는 개념이므로 최적의 발사각과 발사위치를 확

보할 수 있다. 최초로 높은 고도에서 발사되기 때문에 지상 발사 경우에 비해 압력, 온도, 밀도 등의 물성치가 낮은 값을 가지게 되므로 발사체에 작용하는 동압이나 항력이 감소한다. 또한 지상보다 낮은 대기압으로 인해 추력 효율이 증가된다. 항공기로부터 얻어지는 초기 속도 이득은 초기속도까지 가속되기 위한 추진제 양을 감소시킬 수 있다. 이는 전체 중량의 감소로 이어지는 효과를 가져온다. 공중발사 방식을 이용하게 되면 발사장의 위치에 크게 의존하지 않게 되고 지상발사 방식에 비해 발사비용을 크게 절감할 수 있으므로 우리나라와 같이 지리적 위치로 인하여 인공위성 발사가 불리한 국가에서 그 실용성이 크게 기대된다[4].

### 2.2 공중발사 방식의 예

지금까지 많은 공중발사체가 제안되었다. 가장 초창기에 개발된 것으로는 초소형인 NOTS와 Caleb가 있다. NOTS는 최초의 공중발사체로 미해군에서 연구했으며 1958년에 총 10회의 발사를 했으나 10회 모두 실패했다. 하지만 통신은 두절되었으나 1개의 위성은 궤도 진입했을 것으로 추정하고 있다[5]. Caleb은 1960년에서 1962년 사이 5회 발사를 해서 궤도진입에 2회 성공을 하였다. 발사모선은 Douglas F4D-1 Skyray를 사용하였다. 총 중량은 1,350kg이고 직경은 0.6m이며 4단 이었다. 탑재 인공위성의 중량은 7kg이었고, 목표 고도는 500km 이었다[5].

이외에도 지금까지 제안된 공중발사 시스템은 HotoI, Spiral 50-50, SaengerII, Burlak, Polyot LV, Pegasus 등이 있다[5, 6]. 하지만 상업적으로 성공한 사례는 미국의 Pegasus만이 존재한다.

1990년 처음으로 발사에 성공한 OSC(Orbital Science Corporation)사의 Pegasus는 3단형 고체로켓으로 지상 12,000m에서 발사되어 소형의 인공위성을 지구 저궤도에 올려놓을 수 있는 성능을 가지고 있다[7].

### 3. 공중발사로켓 임무형상 최적설계 과정

임무형상 최적설계 과정은 다음과 같다. 공중 발사로켓의 임무조건과 제한조건이 주어지면 임무를 수행하기 위해서 필요한 총 요구 속도를 구한다. 총 요구 속도는 각 속도 손실분과 궤도 요구속도, 그리고 속도 이득분을 이용하여 산출한다. 총 요구속도가 산출되면 각 단의 구조계수와 각 단의 속도 분배비를 결정하여 각 단에서 요구되는 속도 증분을 계산하게 된다. 단배분을 통하여 각단에 요구되는 속도증분, 추진제 중량, 구조 중량, 페이로드 중량을 결과값으로 얻을 수 있다. 추진 해석을 통하여 각 단에서의 추진제 질유량, 추력 등을 구하게 된다. 그리고 공력 해석을 통하여 발사체 작용하는 수직력 계수와 축력 계수 등의 공력 계수를 구한다. 마지막으로 단배분, 추진 해석, 공력 해석을 통하여 도출된 결과를 input값으로 사용하여 궤적 최적화를 수행한다. 궤적 최적화에서는 매 시간에서의 발사체의 중량, 반음각, 속도 등을 구할 수 있다. 궤적 최적화 결과, 임무 조건을 만족시키면 최적의 임무 형상이 도출된 것이고 만족시키지 못하면 다시 처음으로 돌아가서 각 해석 분야의 input 값을 바꿔가면서 계산을 반복한다. 임무형상 최적화 과정은 Fig.1과 같다.

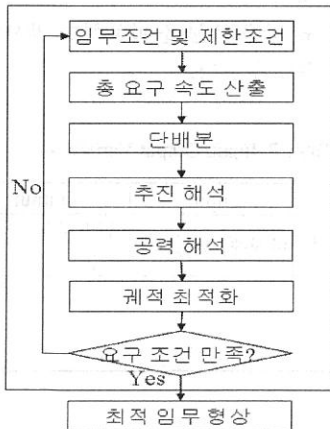


Fig. 4 Mission Profile Optimization Process

### 4. 초음속 공중발사로켓의 임무형상 설계

#### 4.1 임무 요구 및 설계 제한 조건

임무형상을 설계하기 위한 요구조건과 제한 조건은 다음과 같다.

- 궤도투입 위성중량 : 7.0kg
- 궤도 : 700 × 700 km 원궤도
- 모선(Mother Plane) : F-4E Phantom II
- Launch Altitude : 12,000 m
- Launch Velocity : M=1.5
- Propulsion System

\*1st Stage:Hybrid Rocket Engine(HTPB+LOX)

\*2nd & 3rd Stage:Solid Rocket Moter(HTPB/AP/Al)

본 연구에서 공중발사체의 1단 추진방식으로 선정한 하이브리드 로켓은 구조적으로 단순하고 추력조절과 자유로운 점화 및 소화가 가능하며 저가의 안전하고 신뢰성을 제공하는 추진 시스템으로 1990년대 이후로 우주 발사체와 각종 유도무기에 적용 연구가 수행되고 있다. 특히 공중발사체는 항공기에서 발사되므로 1단의 점화는 고도의 안전성이 요구되며 따라서, 하이브리드 로켓은 공중발사체의 가장 적절한 1단 추진 방식이라고 할 수 있다.

모선에 의해 발사체 크기는 다음과 같이 제한된다[3].

- \*전장 : 6.5m 이하
- \*직경 : 0.6m 이하
- \*중량 : 1,800kg이하

#### 4.2 총 요구속도 산출

탑재위성을 원하는 궤도에 진입시키기 위해서 필요한 총 요구속도는 궤도 진입속도, 속도 이득과 손실을 이용하여 계산한다[8].

속도 손실에는 중력 손실, 항력 손실, 대기압에 의한 추력 손실 등이 있고, 속도 이득에는 지구 자전에 의한 속도 이득, 초기 발사 속도 이득이 있다.

발사속도, 각 단의 비추력, 연소시간, 질량비, 항력 계수, 중량 등을 결정한 후 경험식을 바탕으로 속도 이득과 손실, 궤도 진입속도를 구하고 총 요구속도를 산출한다. 총 요구속도 산출에 필요한 Input, Output 값과 계산 결과는 Table 1, 2와 같다.

Table 1. Input, Output Variables

| 해석 모듈  | Input                                | Output              |
|--------|--------------------------------------|---------------------|
| 총 요구속도 | 발사속도, 비추력, 연소시간, 질량비, 항력 계수, 각 단의 중량 | 이득 속도, 손실 속도, 총요구속도 |

Table 2. Total required velocity Calculation

|    | $\Delta V_{LG}$<br>(m/sec) | $\Delta V_{LD}$<br>(m/sec) | $\Delta V_{LT}$<br>(m/sec) | $V_p$<br>(m/sec) | $\Delta V_{GE}$<br>(m/sec) | $V_{ini}$<br>(m/sec) | $V_{Req}$<br>(m/sec) |
|----|----------------------------|----------------------------|----------------------------|------------------|----------------------------|----------------------|----------------------|
| 1단 | 378.5                      | 585.5                      | 102.1                      | 7504.3           | 402.9                      | 441.9                | 8977.4               |
| 2단 | 335.4                      | 570.5                      | 54.6                       |                  |                            |                      |                      |
| 3단 | 239.8                      | 0.0                        | 51.7                       |                  |                            |                      |                      |

### 4.3 단배분

주어진 성능과 총 중량으로부터 위성 중량을 최대화하도록 단배분을 하였고, 과정은 다음과 같다.

먼저 각 단의 속도 분배비와 구조계수를 결정한 후 1단의 질량비, 추진제 중량, 구조 중량을 구한다. 그리고 1단의 페이로드 중량을 구하여 2단의 총 중량으로 사용한다. 앞의 과정을 2, 3단에 걸쳐 반복하여 궤도 투입 위성 중량을 구한다. Table 4에서 보는 바와 같이 단배분 결과 발사체 총 중량은 1500kg, 위성 중량은 13.4kg이 도출되었다.

Table 3. Input, Output Variables

| 해석 모듈 | Input              | Output          |
|-------|--------------------|-----------------|
| 단배분   | 각 단의 속도 분배비, 구조 계수 | 각 단의 구조, 추진제 중량 |

Table 4. Staging Results

|          | 추진제 (kg) | 구조 (kg)   | 페이로드 (kg) | 총 (kg) | 속도 증분 (m/sec) |
|----------|----------|-----------|-----------|--------|---------------|
| 1단       | 1012.8   | 192.9     | 255.8     | 1461.5 | 3591.0        |
| 페이징, GNC | -        | 10.0, 5.0 | -         | -      | -             |
| 2단       | 158.4    | 30.2      | 62.3      | 250.8  | 2693.2        |
| 3단       | 39.3     | 5.4       | 17.6      | 62.3   | 2694.0        |

### 4.4 추진 해석

단배분을 통해서 도출된 각 단의 추진제 중량 그리고 연소실 압력, 비추력 등을 입력값으로 해서 각 단의 추력, 추진제 질유량 등을 구한다.

Table 5. Input, Output Variables

| 해석 모듈 | Input                       | Output                |
|-------|-----------------------------|-----------------------|
| 추진 해석 | 각 단의 추진제 중량, 연소실 압력, 노즐 팽창비 | 각 단의 추진제 질유량, 추력, 비추력 |

Table 6. Propulsion Analysis Results

|    | 연소시간 (sec) | 추진제 질유량 (kg/sec) | 비추력 (sec) | 추력 (kgf) |
|----|------------|------------------|-----------|----------|
| 1단 | 44         | 19.2             | 303.9     | 5482.5   |
| 2단 | 35         | 4.5              | 275       | 1244.5   |
| 3단 | 25         | 1.6              | 275       | 432.5    |

### 4.5 공력 해석

마하수, 고도, 받음각 등을 이용하여 발사체에서의 공력 계수를 구한다.

Table 7. Input, Output Variables

| 해석 모듈 | Input   | Output        |
|-------|---------|---------------|
| 공력 해석 | 마하수, 고도 | 축력 계수, 수직력 계수 |

Table 8. Aerodynamics Analysis Results

|    | 축력 계수 | 수직력 계수 |
|----|-------|--------|
| 1  | 0.119 | 0.132  |
| 2  | 0.117 | 0.135  |
| 3  | 0.158 | 0.138  |
| 4  | 0.214 | 0.145  |
| 5  | 0.276 | 0.165  |
| 6  | 0.288 | 0.117  |
| 7  | 0.266 | 0.103  |
| 8  | 0.253 | 0.082  |
| 9  | 0.236 | 0.070  |
| 10 | 0.223 | 0.062  |
| 11 | 0.212 | 0.059  |
| 12 | 0.206 | 0.056  |
| 13 | 0.200 | 0.054  |
| 14 | 0.196 | 0.053  |
| 15 | 0.193 | 0.050  |
| 16 | 0.190 | 0.049  |
| 17 | 0.188 | 0.049  |
| 18 | 0.186 | 0.048  |
| 19 | 0.184 | 0.048  |
| 20 | 0.183 | 0.048  |

#### 4.6 발사체의 궤적 최적화

탄배분, 추진 해석, 공력 해석을 통하여 도출된 결과를 입력값으로 하여 궤적 최적화를 수행한다. 이때 공중발사체는 질점, 지구는 자전하는 완전한 구체로 가정하고 궤적 최적화를 수행하였다.

최적화 문제의 구성은 다음과 같다.

##### Objective function

- 위성 중량 최대화

##### Constraint

- 궤도 진입 고도 = 700km
- 궤도 진입 속도 = 7504.3m/sec
- 궤도 진입 시 비행 경로각 = 0°

##### Design variables

- Angle of attack :  $-20^\circ < \alpha < 20^\circ$
- $0 < M_{PI} < 20\text{kg}$

궤적 최적화 결과는 Fig.2, 3, 4, 5, 6과 같다.

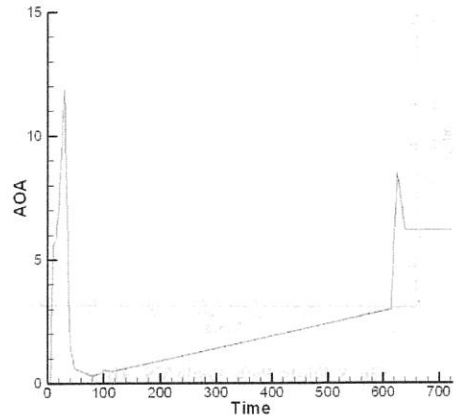


Fig .5 Angle of Attack VS. Time

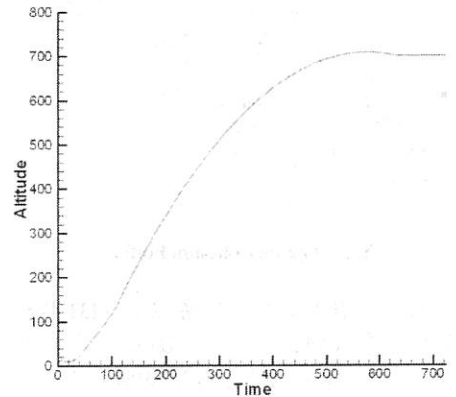


Fig .6 Altitude VS. Time

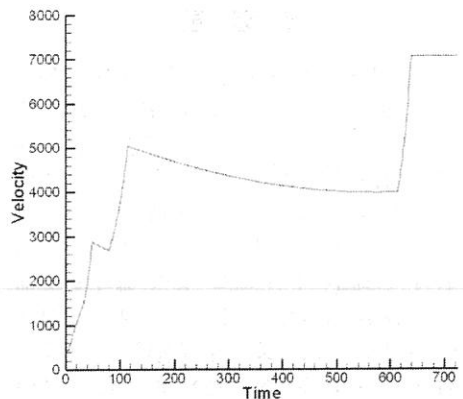


Fig .7 Velocity VS. Time

## 후 기

본 연구는 한국과학재단의 목적기초연구 지원(특정연구, 과제번호 R01-2000-00319)으로 수행되었으며 연구비를 지원해 주신 한국과학재단에 감사드립니다.

## 참고 문헌

1. Aerospace America, AIAA, Oct., 2003,
2. B. Donahue, "Supersonic air-launch with advanced chemical propulsion", AIAA 2003-4888, 39<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2003.
3. *Pegasus User's Guide*, Orbital Science Corporation, Sept. 1998.
4. Chul Park, "Prospects for Launch System Development in Korea," The First International Aerospace Technomart, pp.79~104, Oct. 1996
5. <http://www.friends-partners.org/partners/mwade>
6. <http://www.airlaunch.ru>
7. *Pegasus User's Guide*, Orbital Science Corporation, Sept. 1998.
8. TRW Space & Technology Group, *TRW SpaceData*, pp. 5~8, 1992.
9. Jasbir S. Arora, *Introduction to Optimum Design*, MacGraw-Hill, Inc., 1989.
10. 노웅래, 김유단, 이상률, 김학정, "비선형 프로그래밍을 이용한 다목적실용위성 발사체의 궤적최적화," 한국항공우주공학회지, 제 28권 1호, pp.106~114, 2000년 2월
11. Michael R. Mendenhall, Daniel J. lesieutre, Steven C. Caruso, marnix F. E. Dillenius, Gary D. Kuhn, "Aerodynamics Design of Pegasus : Concept to Flight with Computational Fluid Dynamics," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 31, No. 6, pp.1007-1015, November-December, 1994

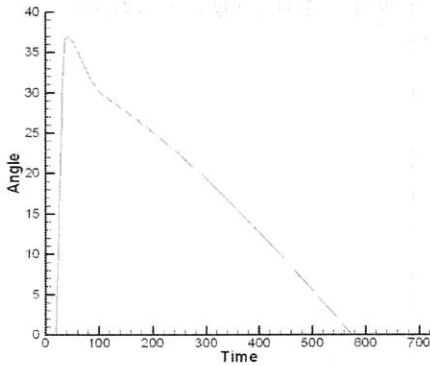


Fig. 8 Flight Path Angle VS. Time

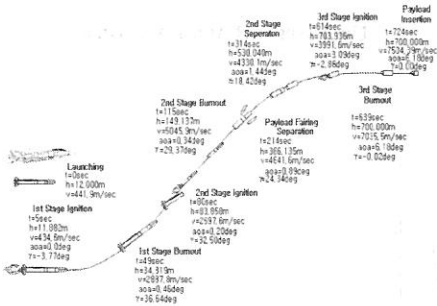


Fig.9 Optimal Mission Profile

최적화 결과 발사체의 총 중량 1231.4kg, 위성 중량 10.0kg을 도출 하였다. 그리고 궤적 최적화 결과 원하는 궤도 진입 고도, 속도, 비행 경로각을 만족시키는 것을 알 수 있었다.

## 5. 결 론

본 연구를 통하여 공중발사체의 임무형상 설계 순서를 정립하였다. 임무조건이 주어지면 총 요구속도를 먼저 산출하고 단배분 과정을 통하여 각 단의 구조, 추진체 중량을 구한다. 그리고 추진 해석과 공력 해석을 통하여 추진 데이터와 공력 계수를 구하게 된다. 단배분, 추진 해석, 공력 해석을 통해서 도출된 결과를 궤적 최적화의 입력값으로 하여 궤적 최적화를 수행한다. 최적화 결과 발사체의 총 중량 1231.4kg, 위성 중량 10.0kg을 도출 하였다.