

고공탐사 로켓 개발에 관한 시스템 Integration

김 두 환, 류 장 수, 오 승 성 표
천 문 우주 과학 연구 소

The System Integration of Sounding rocket

Doo Hwan Kim, Jang Soo Ryoo, and Seong Pyo Seung

Institute of Space Science and Astronomy

ABSTRACT

Through the introduction and understanding of the total system design and the system integration for sounding rocket with the purpose of the pure scientific research, that is, atmospheric research, resources observation, space observation and etc, the system will be operated easily, readily and effectively in the development and manufacturing of launching vehicles for the scientific satellite and communication satellite in the future.

1. 서론

고공 탐사 로켓(Sounding Rocket)는 천체관측, 진리층 및 오존층 탐사, 고공에서의 지표면 촬영외에도 무중력 실험등의 과학 연구용 목적으로 연구 개발되는 로켓으로, 이러한 목적외에 우주개발을 위한 대형 발사체 개발에 앞서 전초 단계로 고공탐사 로켓을 연구 개발해 왔다.

따라서 고공탐사 로켓 개발을 위해 System 의 종합 적 설계 및 System integration을 새로이 정립함으로써 앞으로 개발될 과학위성용, 통신용 및 기상위성용 발사체를 제작함에 있어 보다 효율적으로, 쉽고, 정확한 System 운용을 할 수 있으리라 생각한다.

참고문헌(1)에서 알 수 있듯이 System Integration이라는 것은 고도의 기술을 바탕으로 하는 것으로, 많은 이론 적인 원리로부터 유추되는 기술을 포함하고 있는 종합적 인 학문의 한 분야로 생각할 수 있다.

Sounding Rocket의 연구개발을 위해서는 공력, 구조, 추진 기관, 추적발사능 항공, 기계, 전자, 화학분야에서 매우 다 양한 전문지식과 경험이 요구된다. 또한 이러한 각 분 야의 연구결과가 중요 사건별(event sequence) 집합되어

야 하며 각 분야 연구가 상호균형을 유지하여 종합화되어 야 하기 때문에 성공적 연구개발을 위해서 각 연구분야를 파악하고, 조정 취합하는 System Integration 역할이 배 우 중요시 된다.

본 논문에서 대상으로 하고 있는 고공탐사 로켓은 유 도가 없는 2단 고체추진 로켓이며, 이 로켓은 System 해석과 분석을 통하여 실제 개발될 로켓의 세부설계 및 제작을 위하여 전체 Rocket System을 개념설계단계, 결정 단계, 세부설계단계, 제작, 실험단계, 발사, 추적단계, 평가단계의 5단계로 세분하였으며, 각 단계에는 여러분야로 부터의 분석, 해석되어진 Data를 받아 최종 결정을 하게된 다. 개념설계 단계는 87년도 "기본연구" 과제로 이미 수행된 내용이며 결정, 세부설계, 제작실험 단계는 "필수 기술 연구" 과제로 88년부터 수행되고 있는 내용이며서 개념설계 단계 에서의 System Integration은 연구결과 발 표차원에서, 나머지 단계는 현재 추진중이거나 추진될 계 획이라는 차원에서 검토하였다.

2. System Development 순서

Fig.1 에서와 같이 Sounding Rocket System의 개발단계 는 크게 5단계로 나누어 생각할 수 있으며, 첫째단계인 개념설계에서는 수행임무의 결정 및 임무 수행을 위한 분 야별 Sub-System의 특성해석 및 계획수립을 하게 되며, 이 단계에서는 외부로 주어진 요구 조건을 해석하여 그 요구 조건에 맞는 Rocket를 결정하기 위한 연구분야 즉, 공력 해석분야, 구조분야, 추진기관분야, 추적회수분야, 궤도, 발사분야, 지상실험분야등의 여러분야로 부터 해석 분석 되며, 이 결과로부터 최종 결정을 위한 몇개의 Rocket

System을 제안하게되며 두번째 단계인 결정단계에 이르러 이러한 제안을 검토 분석하고, 풍동실험 및 중요 Component 응력해석과 제작 공정분석 및 제작처 선정을 걸쳐 최종 외형 설계안이 결정되게 된다. 이 결과 단계를 걸친 최종 외형 설계안은 세번째 단계인 세부 설계 단계에 이르러 최종 외형 설계안으로 부터 세부도면 제작과 응력해석, 점검과 동시에 조립 가능성을 점검하게 되고 Mock-up을 제작하여 부수 System 장치실험을 하게되고, 구조실험 모델및 연소실험 모델용 제작을 위한 도면을 작성하게 된다. 네번째 단계인 제작.실험단계에서는 완성된 도면에 의해 제작.조립.검사하고 제작된 동체에 대한 실험 및 제작 수정 과정을 거치게 된다.

마지막 단계인 다섯번째 단계는 발사.추적.관제 평가단계로 실제 발사비행을 위한 발사장, 발사대, 추적장치, 지상장치, 평가를 수행하는 단계로 시나리오에 따른 세부상황 점검하고, 결과에 대한 검토.평가를 하게 된다.

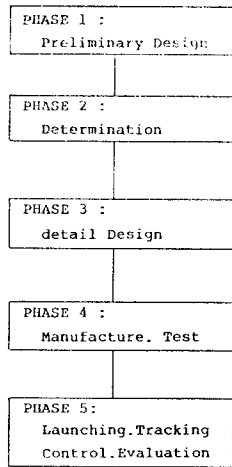


Fig.1 the schematic diagram of system development

1) 개념 설계 단계

이 단계에서는 고공 탐사 로켓의 실제 개발에 앞서서 종합적 개념설계 및 분야별 해석연구를 수행하게 되며, 세부적 연구분야로는 공력해석, 추력해석, 궤도해석, 무게해석등으로 나누어 각 분야별로 해석하고 그 과정을 프로그램하여 외형설계를 할 수 있는 System프로그램으로 종합화하여 탑재물의 크기와 무게, 요구고도등과 비행속도, 가속도등의 제한 조건에 대해서 위의 성능을 만족시킬 수 있는 1.2단 로켓의 크기, 핀의 크기, 연소속도등을

결정하게 된다.

이 개념설계 단계의 전체 System 구성도는 Fig.2와 같으며, 본 개념설계 단계에서의 Free rocket 설계시 비행 안정성이나 저항등의 주요 공력계수는 참고문헌[2,3]의 실험자료와 이론적 계산자료를 전산화하여 사용하였으며 그 프로그램의 Output data의 검증비교는 Fig.3과 Fig.4와 같고, 또한 주어진 임무에 대한 평가를 할 수 있는 궤도해석용 프로그램인 TAP-5D의 검증 결과는 미국의 Sounding Rocket의 하나인 Nike-Cajun를 이용하였으며, 이에 대한 input data는 참고문헌[4]의 data를 이용하여 실제 data와 TAP-5D에 의한 data를 비교하였다. (Table 1.) [참고문헌 (5,6)]

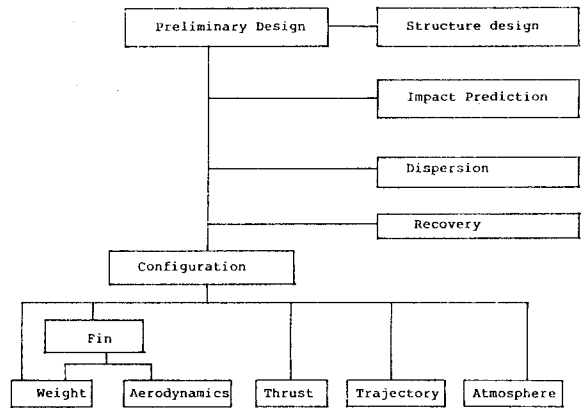


Fig.2. The configuration of the phase of preliminary design

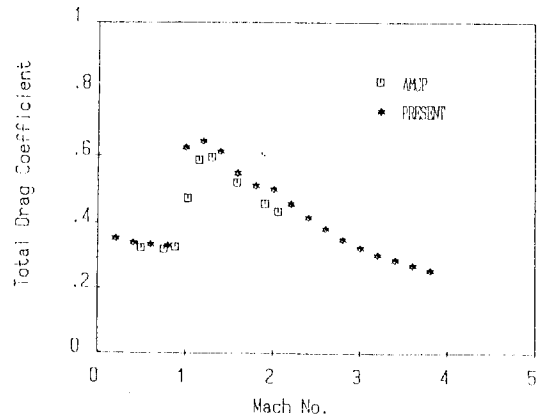


Fig.3. Total drag coefficient with Mach No.

고도 150km, 유상하중 200kg의 요구조건을 주었을때 외형 결정을 프로그램인 PRESIGN에 의한 외형과 고공탐사용 로켓의 성능은 Fig.5 와 Table 2와 같다.

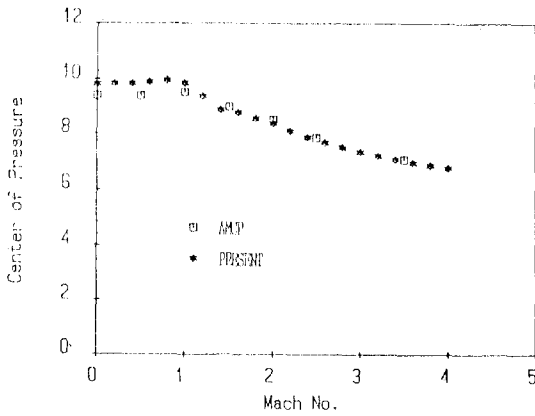


Fig. 4. The center of pressure with Mach No.

	Nike - Cajun	TAP -5D	Unit
1st stage burnout velocity	1036	1085	m/sec
1st stage burnout altitude	2.01	1.7	Km
2nd stage burnout velocity	1905	1760	m/sec
2nd stage burnout altitude	12.6	13.1	Km
apogee	164.6	149	Km
Max. range	42.0	58	Km
Max. g	48.0	45	g

Table 1. Nike - Cajun의 실제 관측 data와 TAP -5D의 결과 비교표.

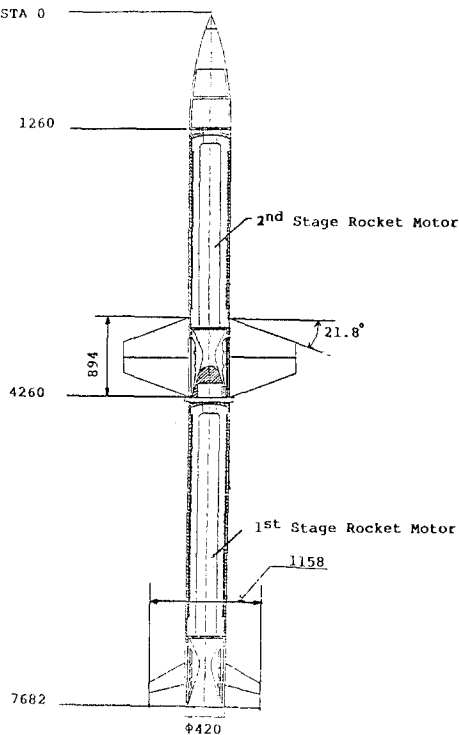


Fig. 5. The configuration of the sounding rocket

	1st Stage	2nd Stage	Unit
length	3.422	3	m
diameter	0.42	0.42	m
weight	1,362 990 (burn out)	760 434 (burn out)	Kg
thrust	17680	3485	Kgf
Isp	242.5	220	sec
burnout velocity	631	1616	m/sec
burnout altitude	1.02	22	Km

Table 2. PRESIGN에 의한 고공탐사 로켓의 특성과 제한.

(요구조건: 고도 150 Km, 유상하중 200 Kg)

2) 결정단계

이 단계에서는 개념설계 단계로 부터 나온 수개의 외형 설계안을 검토 분석하고 풍동실험 및 중요 부품들의 응력 해석과 제작 공정 분석 및 제작처 선정을 걸쳐 최종 외형 설계안이 결정되게 된다. 예비설계에 따른 전체 및 부위별 모델에 대한 공력특성을 풍동시험을 통하여 실험 속도 범위를 결정하고, 정안정성 특성실험 및 동 안정성 실험으로 얻은 실험도와 개념설계로 부터 얻은 data와 비교 분석하게 된다. 또한 구조해석 분야인 응력해석은 Fig. 6와 같은 흐름도로 행하게 되며, Table 3와 같은 각 Section별 중요 제작 공정 연구와 설계에 따른 제작 공정 분석을 통하여 제작 가능성 여부를 조사하게 된다.

현재까지의 연구결과로는 고공탐사용 로켓 개발을 위한 제작공정은 국내기술로 가능하리라 판단되고 있으나 원소재 수급 문제는 어려움이 예상된다. 특히 추진기관의 연소시간을 길게함에 따른 노즐재료와 추진제 원재료 선택 및 수급문제는 중요한 사항이 되고 있다.

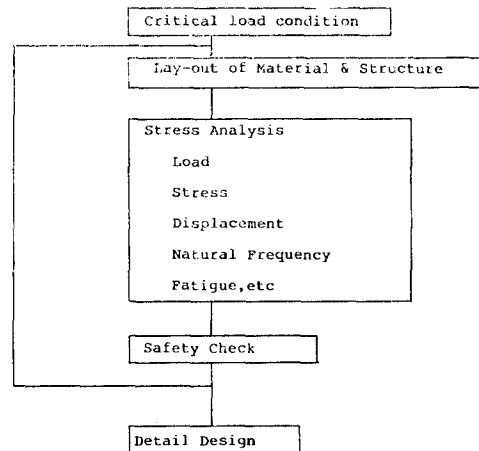


Fig. 6. the schematic diagram of stress analysis

Section	Manufacture process
Nose section	Spinning, Bulging FRP Moulding
연결 Frame	Ring Rolling
Motor Case	Rolling, Welding
Nozzle	forging Milling & Turning
Fin	Forging, Milling FRP Moulding
Assembling	Fastening, Welding Blazing

Table 3. 각 Section 별 중요 제작 공정 연구.

3) 세부 설계 단계

결정단계에서 최종 결정된 외형 설계안에 대한 제작을 위한 세부도면 제작 및 제작 Spec작성을 하는 단계로 설계된 부품들에 실제 걸리는 응력을 계산하고, 견딜 수 있는 응력과 Margin을 점검하고, 세부설계 도면안에 대한 최종 조립가능성을 점검하게 되며, 그 조립성 Check는 Fig.7과 같은 절차에 의해 최종 조립가능성 점검하게 되며, 구조시험 및 연소시험용 모델 제작을 위한 제작 도면을 작성하게 된다. 고공탐사 로켓의 구조는 여타 대형발사체와 비교해서 구조가 간단하므로 별도의 다수설계 인원이 필요치는 않으리라 예상된다. 본 과제의 응력해석 및 세부설계를 위해서 CAD/CAE SYSTEM 으로 H/P 9100 SYSTEM을 활용 할 것이다. (참고문헌 [7])

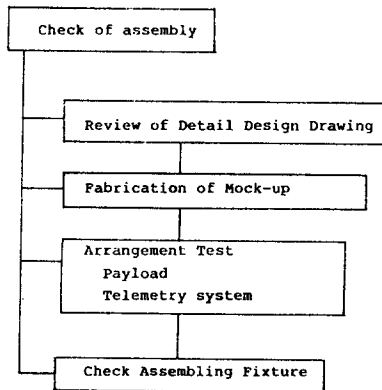


Fig. 7. The schematic diagram for the check of assembly

4) 제작, 실험단계

이 단계는 완성된 도면에 의해 제작, 조립, 검사하고 제작된 동체에 대한 시험 수행 단계로써 다음과 같은 실험을 수행하게 된다.

1. 구조시험

고공탐사 로켓은 비교적 구조물이 간단하지만 상당한 힘과 열을 비행중 받게되므로 다음의 지상 구조시험을 실시한다.

구조물별 시험	특성별 시험
o 소계 및 부품시험	Static Test
o Sub Ass'y 구조시험	Dynamic Test
o Total Ass'y 구조시험	열가열 Test

2. 연소시험

고공탐사 로켓의 추진기관으로 액체 연소 기관도 사용되나 본 과제에서 고체 추진체의 사용을 예정하고 있다. 새로운 고체추진기관의 설계, 제작이므로 지상 연소시험은 필수적이다.

측정치	항목
	o Thrust
	o Ignition delay Thrust
	o Thrust Duration
	o 노즐 출구내에서의 속도
	o 노즐 출구내에서의 압력
	o 연소실 내부 온도등

3. 회수, 추적시험

로켓의 탑재된 각종 기록장치의 성공적 회수를 위해 실제상황과 유사하게 Hell기등으로 사전 실험을 한다.

실험 항목
o parachute 작동시험
o 배, Hell기를 이용하여 낙하 및 회수시험
o Beacon 송신 및 수신기 이용 추적시험
o 추적 Radar 이용 추적시험
o Optics장치 이용 추적시험

4. 환경시험

Payload로 장착될 각종 기기류에 대한 환경시험의 실시도 신뢰성 및 주어진 임무에 대한 성공가능성을 최대한 높인다.

실 험 항 목
<ul style="list-style-type: none"> o Vibration, shock o Temperature, Thermal shock o Electro-magnetic radiation effect

5) 발사.추적관제 평가단계

이 단계에서 실제 발사 비행을 위해 발사장, 발사대, 추적장치, 지상장치, 평가를 수행하는 단계로 다음과 같은 일을 수행하게 된다.

1. 발사장 및 안전관리

- o 발사단계의 안전관리
- o 발사장의 안전관리
- o 비행중 안전관리
- o Launch Pad 설치
- o Control room 설치
- o 수송장비 등

2. 발사통제 : 발사, 통제 시설점검

- o Computer
- o 시간, 통신 장비
- o 전시, 기록 장비
- o 실험계측 장비
- o 통제, 소방장비

3. 추적시설

- o 원격 측정 시설
- o 추적 레이더
- o 광학장비

4. 평가 : 시나리오에 따른 세부상황 점검과 결과에 대한 검토, 평가

3. 결론

이상의 고공탐사 로케트는 System Integration에 대한 5단계의 개발단계를 통하여 개발될 것이며, 이러한 고공탐사 로케트의 System Integration에 대한 운용및 기술에 대한 축적으로 앞으로 개발될 통신, 기상및 과학 위성용 발사체의 설계, 제작, 발사에 응용할 것이다.

고공탐사 로케트 개발에 있어, 각 분야에서 발생하는 문제점들은 각 분야의 담당자들과의 System 회의를 통하

여 수정, 보안 해결하여야 하며, 특히 고도 150Km이상, 적용할 수 있는 Payload 부분에 대한 연구, Payload 부분 회수틀 위한 연구, 긴 연소시간에 따른 새로운 추진제 개발, 고온, 고압에서 견딜수 있는 내압용기 개발및 고온에 대한 단열재, 노즐 연구등은 고공탐사 로케트의 특성이 갖는 중요한 연구분야이며 이러한 고공탐사 로케트의 특성을 만족할 수 있도록 각 분야는 주어진 시간과 연구예산 범위내에서 성공적으로 연구가 연결되도록 하여야 한다.

3개년 계획으로 추진되고 있는 '과학로케트 개발을 위한 필수기술'의 연구범위로 5단계인 발사, 추적, 평가단계는 포함되어 있지 않으나 상기 연구과제가 성공적으로 기술이 이북되도록 계획하고 있다.

후 기

본 연구의 개념설계 단계에 대한 결과는 1987년도 과학기술처 특정연구개발사업에 의해서 수행되었으며, 나머지 단계들도 앞으로 3개년 계획에 의해 수행될 예정이다.

위의 연구가 이루어지도록 지원해주신 과기처 여러분께 감사사를 드립니다.

Reference

1. "Systems Engineering", United States Department of Commerce Office of Technical Services, 1955
2. Engineerig Design Handbook AMCP, 706-280
3. W. Stahl " Missile Aerodynamics "Von Karman Inst. for Fluid Dynamic Lecture Series 88. 1974.
4. E. Homer, J.R Newell, "Sounding Rocket", McGraw-Hill New York, 1959.
5. Hiroshi Moori, " A Three - Dimensional Trajectory Simulation of a Launched Vehicte and Programs for the HITAC 5020 Computer " 우주 기술연구소 자료 137호
6. J.W. Cornelisse, H.F.R. Schoyer, K.F. Wakker, " Rocket Propulsion and Space Flight Dynamics" PITMAN, 1979.

7. E.R. Parker, "Material for missiles and
Spacecraft", McGraw - Hill, New York, 1963.
8. L.H. Abraham, "Structurd Design of missiles and
Spacecraft", McGraw - Hill, New York, 1962