'89 韓國自動制御學術會議論文集 1989. 10. 27~28

과학연구용 로케트의 성능 해석
(Performance Analysis of the Sounding Rockets)

류 장수, 김 재수, ㅇ 박 정주, 오 범석
(J.S. Ryoo, J.S. Kim, o J.J. Park, B.S. Oh)

천문우주과학연구소 우주공학연구실
(Space Engineering Section, ISSA)

This paper represents the preliminary design process and the performance of the sounding rockets. At the design phase of the development, we seleceted rocket configuration according to results of aerodynamic ,weight and thrust analysis. And the payload-apogee performance of the rockets are determined with the variation of the launch angle and payload weight. Also the performance trajectory was calculated by a particle trajectory simulation. And the parameters which affect the system performance was analyzed.

1. 서론

본 연구에서는 오존층, 전리층 탐사, 대기탐사, X-ray, γ-ray 및 미중력등의 연구를 위하여 사용될 수 있는 과학연구용 로케트의 예비설계 과정에서 고려해야될 주요 사항 및 그 성능 해석에 관하여 기술하였다. 주로케트만으로 구성된 1 단형 로케트의 설계 목표 성능 조건은 150 Kg 의 탑재물을 100~150 Km 의 고공에 이르게하는 것이며 탑재물의 무게와 요구고도가 증가할 경우를 대비하여 이 1 단형 주로케트에 부스터를 부착시켜 성능향상이 된 2 단형 로케트에 대해서도 논의하고자 한다. 로케트의 예비설계 과정에서 공력, 무게 및 추력해석등을 통하여 로케트의 요구목적에 부합한 로케트의 외형을 선정였으며 발사각과 탑재물 무게의 변화에 따른 각 로케트의 payload-apogee 성능등 여러가지 성능특성에 관하여 해석하였다. 이들 로케트의 궤도는 2-D 궤도해석을 통하여 계산되었다. 또한 여기서 개발하고자 하는 로케트는 무유도 회전로케트이므로 핀에 의한 정안정성및 회전효과등도 고려하였다. 본 연구에서 개발하고자 하는 주로케트를 '까치 (Magpie)'라 명명하고, 부스터용 로케트를 '소리개(Kite)' 라 명명하였다.

2. 설계과정

(1) 개 요

일반적으로 로케트 예비 설계에 있어서는 요구고도와 탑재물의 무게에 의해서 1 단 또는 2 단의 로케트로 결정하고 각단의 개략적 추력을 가정하여 각단의 무게와 추력간의 비에 따라서 지금까지의 통계적 자료에 의해 중력과 저항에 의한 손실값을 예측하여 요구고도에 올릴수 있는 이상상태의 연소종료 속도를 계산한다. 연소종료 속도로 부터 출발시와 연소종료시의 무게비를 알게되고 탑재물과 추진제의 특성에 따라 구조물과 추진제의 무게분배등을 개략적으로 구한다. 상기와 같은 방법으로 구한 개략적 규모를 가지고 구체적 외형을 선정하여 구체적인 저항값등을 계산하고 기타 무게등을 정밀하게 계산하여 요구성능이 나오도록 최적설계를 하게된다. 본 연구에서는 로케트의 개략적 규모가 결정된 상태에서 최적외형을 결정하는 주요해석에 대해 기술하고자 한다.

(2) 예비계산 및 설계 사양

본 연구에서는 지금까지 개발되어 사용되었던 과학연구용 로케트 가운데 많는 로케트들이 Nike

모터를 부스터로 사용했던 관계로 탑재물 및 자세제어 장비들이 여기에 장착될 수 있도록 kit 화되어 판매되고 있어 앞으로 사용될 부스터 및 자세제어등의 부대장비 사용이 가능하도록 로케트의 외경을 0.42m 로 정하였다.

따라서 예비설계를 위한 기본계산시 모터의 외경을 0.42 m 로 하고 로케트 모터의 길이, 발사각도, 연소시간, 추진제 충진율등의 변화에 따른 로케트의 성능 즉 최대 도달고도, 낙하거리, 최대고도점 도달시간, 낙하시간등을 계산하여 설계 사양을 구하고자 하였다. 여기서 모타의 길이는 4.5 m 또는 5.0 m 이며 발사각은 70° ~ 80°, 연소시간은 15~20 초 및 추진제 충진율은 75% ~80 % 인 범위내에서 각경우에 대한 예비계산을 하여 표 1 과같은 주요 설계사양을 결정하였다. [1] 이와 같은 설계 사양을 근거로 하여 표 2 와 같은 설계과정을 통하여 로케트의 구체적 외형을 결정 하였으며 로케트 각 부분에 대한 상세 연구를 통하여 최적 외형 및 성능을 갖는 로케트를 설계하였다.

모터길이	4.5 m
연소시간	15 sec
충 진 율	80 %
발 사 각	70 °

표 1. 설계사양

(3) 로케트 외형결정

가. 정안정성 여유

정안정성 여유는 로케트의 무게중심과 압력중심과의 거리로써 그 크기에 따라 로케트의 안정성 정도를 판별하게 된다. 정안정성 여유에 관한 해석을 위해서는 로케트 전체의 압력중심, 무게중심의 정확한 데이타가 필요시되는데 전체 압력중심을 알기 위해서는 로케트의 각부분에 대한 수직력계수 구배와 각각의 압력중심이 주어져야 한다. 본 연구에서는 로케트를 노즈콘을 포함한 동체부분과 핀부분으로 나누어 해석을 하였다. 즉,

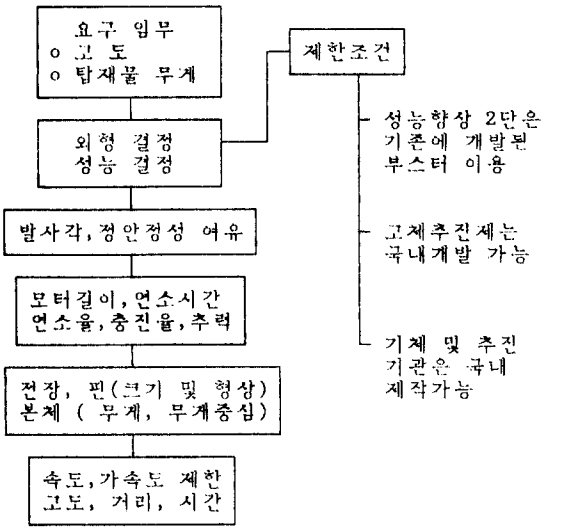


표 2. 로케트 설계과정

전체로케트의 수직력계수구배 $C_{N_{\alpha(T)}}$ 는

$$C_{N_{\alpha(T)}} = C_{N_{\alpha(N+B)}} + C_{N_{\alpha(F+I)}} \quad (1)$$

로 표시된다. 여기서 $C_{N_{\alpha(N+B)}}$ 는 노즈콘을 포함한 동체에서의 수직력계수구배이며 $C_{N_{\alpha(F+I)}}$ 는 핀에서의 수직력계수 구배와 핀과 동체에 의한 상호간섭을 고려한 수직력계수 구배를 나타낸다. 이와 같은 계산을 통하여 그림1 과 같은 로케트

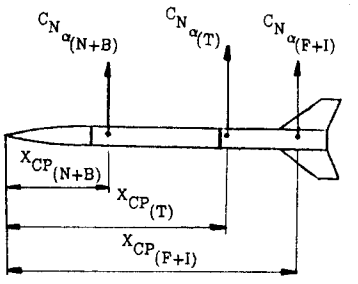


그림 1. 로케트 좌표계

좌표로 부터 전체압력중심을 구하게 된다. 즉,

$$X_{CP_{(T)}} = [C_{N_{\alpha(N+B)}} \cdot X_{CP_{(N+B)}} + C_{N_{\alpha(F+I)}} \cdot X_{CP_{(F+I)}}] / C_{N_{\alpha(T)}} \quad (2)$$

일반적으로 로케트에서는 정안정성 여유를 2.0~2.5 caliber 정도가 되도록 설계하고 있으며 본 연구에서는 극한상황에서도 안정성 여유가 2 를 유지할 수 있도록 설계하였다.

나. 노즈콘 형상 및 크기 결정

본 연구에서 설계하고자 하는 로케트의 노즈콘 부분은 마하수의 변화에 따라 공력특성이 우수한 접선 오자이브 (tangent ogive) 형태로 하였으며 그 세장비 (L/d) 가 3, 4, 5 인 경우에 대해 항력특성을 비교하여 그림 2 에 나타내었다. 그림에서 볼 수 있듯이 세장비 4 인 경우 3 인 경우와 비교해 약 15 %의 항력계수 감소를 가져오며, 세장비 5 에 비해 10 % 정도 무게를 줄일 수 있는것으로 해석되어 노즈콘은 세장비가 4 인 접선오자이브를 선정하였다.

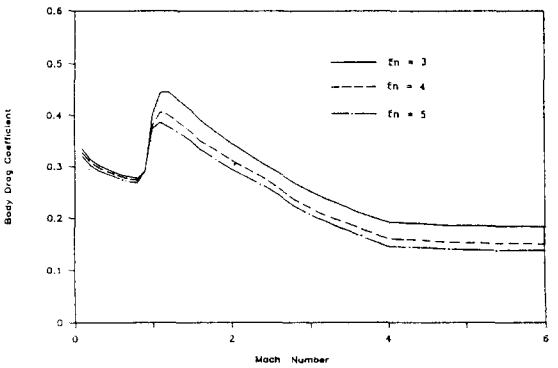


그림 2. 노즈콘 세장비에 따른 동체항력계수

다. 핀 크기 및 형상 결정

예비계산으로 부터 얻어진 설계사양을 바탕으로 핀의 형상을 결정하고 그 크기 및 단면 형태에 따른 해석을 PERSIGN CODE [1,2]를 이용하여 계산하였다. 핀의 형상은 사다리꼴 모양으로 스팬 방향으로 단면이 크기는 다르나 같은 형상을 유지하도록 하였다. 그림 3 에 해석한 핀중 정안정성 여유가 2 인 핀 2개를 나타내었으며 그림 4와 5 에 그 공력특성 결과를 나타내었는데 해석결과 그림 3 의 (b) 핀을 주로켓트의 핀으로 결정하였다.

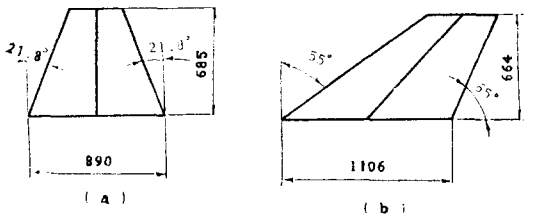


그림 3. 핀 형상

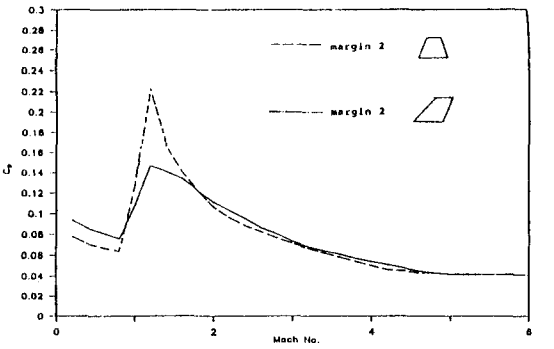


그림 4. 핀 형상에 따른 핀 항력계수

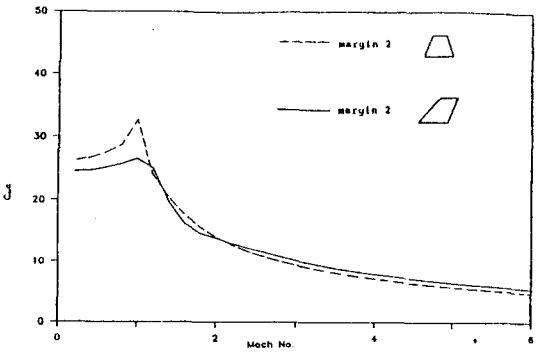


그림 5. 핀 형상에 따른 핀 수직력계수 구배

핀단면 형상에 있어서 공력해석 분야에서는 그림6 (a) 와 같은 이상적인 형태의 double wedge 핀을 선정하였으나 이와 같은 핀형상은 핀을 동체에 부착시키는 과정에서 여러가지 구조적인 문제를 야기시킨다. 따라서 이러한 부착문제를 해결하고 공력특성에도 큰영향이 없는 범위내에서 그림6 (b) 와 같은 Modified double wedge 형태의 핀을

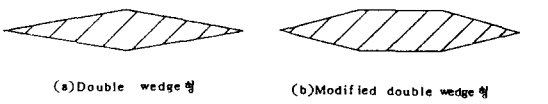


그림 6. 핀 단면 형상

결정하였다. 핀 단면 형상에 따른 항력계수를 그림 7 에 비교하였다.

위와같이 결정된 노즈콘과 핀을 부착한 로케트의 정안정성 특성을 그림 8 에 보였다. 그림에서 압력중심의 위치와 무게중심점 위치 사이의 거리가 정안정성 여유가 되는데 연소가 끝나는 시점인 15

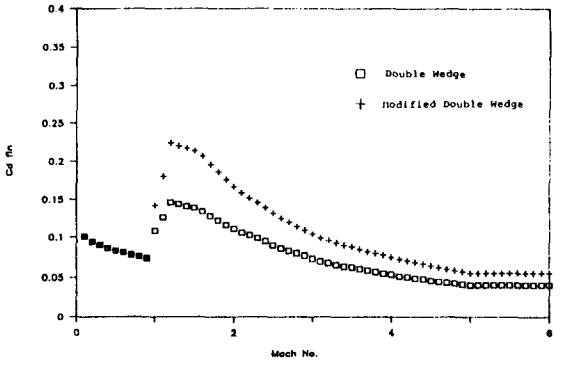


그림 7. 핀 단면 형상에 따른 항력계수

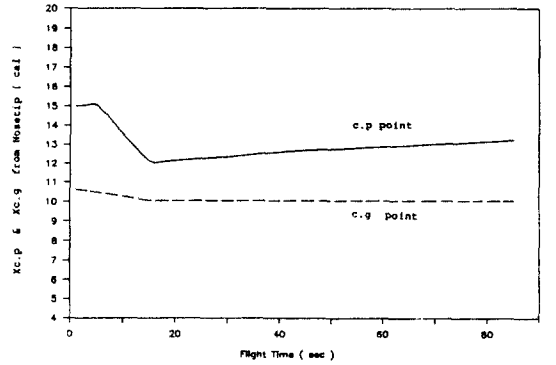


그림 8. 비행시간에 따른 정안정성 여유

초에서 정안정성 여유가 가장 작아서 2 caliber 정도이고 그외에는 모두 2 이상임을 보여준다.

라. 회전특성

본 연구에서 개발하고자 하는 로케트는 무유도 자유 로케트이므로 canted 핀을 사용하여 로케트를 회전시키면 분산을 줄일 수 있다. 그러나 핀 cant 각을 어느 이상으로 주게 되면 로케트의 롤 회전수가 증가하여 연소시 내부압력이 높아지거나 구조적인 결함이 발생하므로 최대 회전수의 제한을 둠이 필요하다. 본 연구에서는 최대회전수가 4 CPS (Circulation per Sec) 이상이 되지 않도록 하여 TAD (Theoretical Aerodynamic code) [3,4,5] 를 이용하여 계산한 결과를 그림 9 에 나타내었으며 이것을 근거로 0.2° 를 핀 cant 각도로 설정하였다.

3. 로케트의 성능 특성

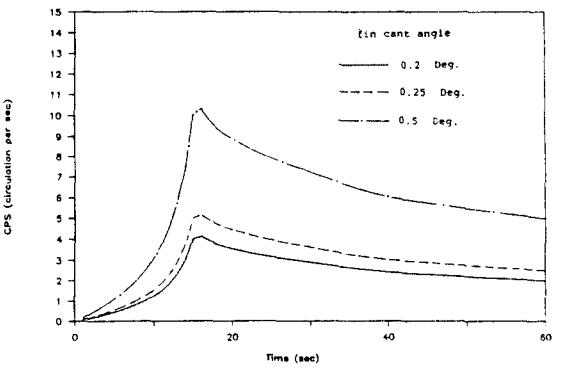
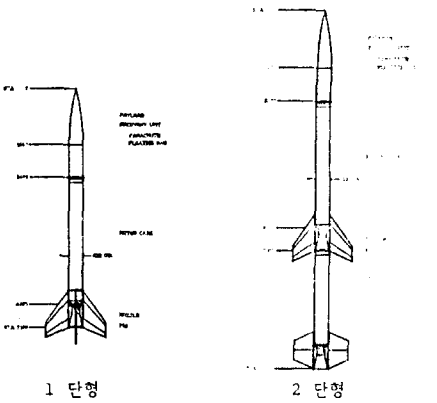


그림 9. 핀 cant 각에 따른 롤 회전수

제 2 절에서의 로케트의 외형 결정에 영향을 주는 여러가지 변수를 고려하여 그림10 과 같은 1 단형 로케트와 2 단형 로케트를 최종 선정하였으며 그 성능특성에 대해 해석하였으며 규모가 비슷한 타국의 로케트들과 비교하여 보았다.



1 단형 2 단형

그림 10. 로케트 외형도

(1) Payload - Apogee 성능

설계된 로케트가 요구되는 목적에 적합한지를 알기위해서 1 단형 로케트와 2 단형 로케트 각각에 대하여 발사각을 70° ~ 80° 로 변화시키고, 탑재물의 무게는 50 Kg~ 200 Kg 의 범위에 대해 최고 도달고도 성능을 계산하여 그림 11 에 나타내었다. 그림에서 보듯이 150 Kg 의 탑재물을 실었을 경우 1 단형만으로 약 130 ~ 160 Km 고도까지 올릴 수 있음을 알 수 있다. 여기서 계산된 최고 도달고도는 로케트를 질점으로 가정한 2 차원 궤도해석을 통하여 구하였다.

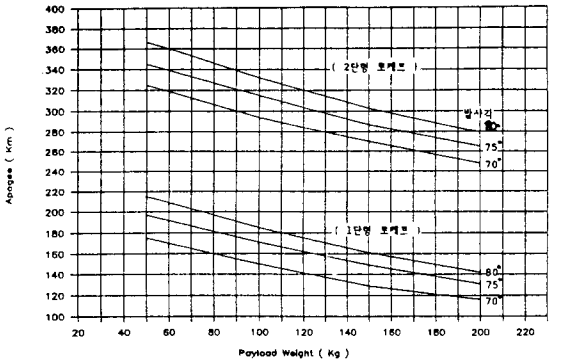


그림 11. 로케트의 탑재물무게-도달고도 성능

(2) 종합성능 계산

주로케트 경우에 있어 정안정성 여유가 2 인 핀과 예비설계 과정에서 선정한 모터길이, 충진율, 연소시간등과 현재 가능한 추진제로 부터 성능향상이 예측되는 추진제의 특성을 이용하여 성능을 계산하였는데 발사시 무게는 약 1200 Kg 이고, 초기 가속도가 약 9 g, 최대가속도가 20 g 이며, 최대마하수는 약 6.0 정도에 이른다. 이 경우 시간에 따른 고도와 거리 변화를 그림 12 에 나타내었다.

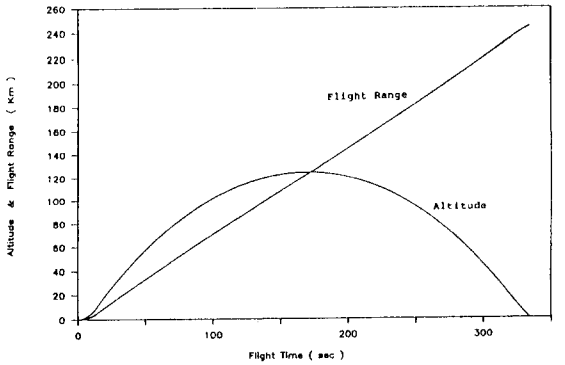


그림 12. 1단형 로케트의 고도 및 거리특성

성능향상을 위하여 이 주로케트에 부스터를 부착한 2 단형의 경우 부스터 로케트의 길이는 3.5 m 로 하고, 추진제 충진율 80 %, 연료의 비추력을 240 sec 로 하여 전체적인 성능계산을 수행하였다. 이경우 초기 무게는 2200Kg 이고 초기가속도는 11 g, 최대가속도는 20 g 정도이고 최대마하수는 약 8 에 달하였다. 시간에 따른 거리 및 고도 변화를 그림 13 에 나타내었다. 상기 각각의 경우에 대한 종합성능을 표 3 에 나타내어 비교하였다.

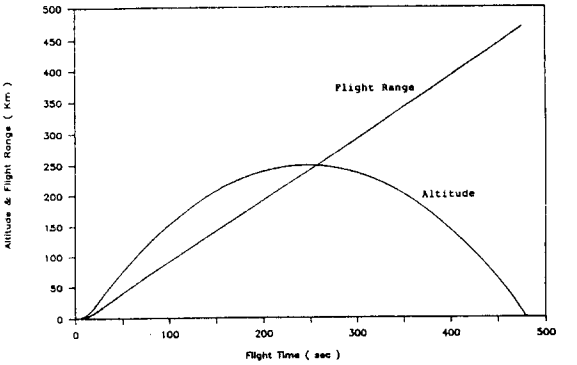


그림 13. 2단형 로케트의 고도 및 거리특성

	1 단형	2 단형
탑재물 무게 최대 고도	150 Kg 130 Km	200 Kg 250 Km
전체 길이 지 름 무 게 추 력 연소시간 초기가속도 최대가속도 최대마하수 최고점도달시간 최대거리	7.18 m 0.42 m 1,200 Kg 12,000 Kgf 15 sec 8.5 g 20 g 6.0 180 sec 260 Km	10.7 m 0.42 m 2,200 Kg 1단 27.000 Kgf 2단 12,000 Kgf 1단 5 sec 2단 15 sec 11 g 20 g 8.0 250 sec 480 Km

표 3. 과학연구용 로케트 종합성능

(3) 성능 해석 및 비교

로케트 개발의 예비 설계과정에서 초기 가속도, 최대 가속도,최대 마하수등은 로케트의 구조, 발사시의 주위 교란의 영향, 표면 공력가열 등과 관련하여 매우 중요하다. 따라서 위와 같은 점을 검토하기 위하여 몇가지 사용중인 로케트들에 대한 특성들을 표4 와 같이 비교하여 보았다. 먼저 초기가속도에 관해서는 주로케트만을 사용하는 경우에 있어서 4.5 ~ 7g 정도 인 경우가 많으며, 부스터를 사용하는 경우는 5g 정도의 초기가속도를 갖는 경우도 있지만 대부분 10g 이상의 초기가속도를 갖는다. 주로케트의 최대가속도에 있어서는 대부분 15 g 이상인 경우가 많고 20 g 이상인 경우도 상당수있다. 이와 같은 가속도 분포는 각 로케트의 임무에 따른 전체 추력량과 최대 성능을 줄 수 있는 연소시간등의 선정에 의해

Name	Initial Acc.(g's)	Max. Acc.(g's)	Max. Ma. #
Malemute II	7.	21.0	
Raven VIII	5.	10.8	-
Raven VIII & Cuckoo	6..	6.5, 10.8	5.5
Raven VIII & Goldfinch	12.8	13., 10.2	-
Raven VI & Cuckoo	5.5	5.5, 14.7	5.8
Raven VI & Goldfinch	11.8	11.9, 14.7	6.4
Nike & Black Brant VC	10.	11.8, 11	-
Black Brant VC	4.5	10.2	-
Nike & Black Brant VB	8.8~10.3	11.,11.	~7.2
Strypo VII R	12.	12.,12.	-6.5
L-4S-1	4.8	4.8, 8.1, 15.2	~7.5(Thd)
L-4S-2	7.3	7.3, 9.4, 14.6	"
L-4S-3	7.3	"	"
MAGPIE	8.5	20	6.1

표 4. 여러 로케트의 가속 및 마하수 특성

결정되며 이에 따라 최대마하수도 6.0~7.0 정도에 이른다.

또한 본 연구에서 결정된 로케트의 규격 및 성능이 선개발국의 로케트들에 대한 유사점과 차이점을 알아보기 위하여 표 5에 대략 비슷한 규모 및 성능을 갖는 로케트와 비교하여 보았다.

1단 고체 로케트 (카지 규모)

명 칭	국 적	길이(m)	직경(m)	무게(Kg)	추력(kgf)	탑재무게(Kg)	고도(Km)
Black-Blant	캐나다	10.36	0.427	1522	9072	272	250
Sonda 2/B	스웨덴	3.96	0.305	589	5897	50	230
S - 310	일 본	6.80	0.305	699	5198	70	177
S - 520	일 본	7.96	0.518	2100	14638	114	354
카 지	한 국	7.18	0.420	1200	12000	150	130

2단 고체 로케트 (소티기 + 카지 규모)

명 칭	국 적	길이(m)	직경(m)	무게(Kg)	추력(kgf)	탑재무게(Kg)	고도(Km)
Nike - Malmute	미 국	6.83	0.396	1291	22090(1) 6350(2)	91	483
Nike - Tomahawk	미 국	7.32	0.406	884	22090(1) 4990(2)	45	402
Paiute - Tomahawk	미 국	8.84	0.381	635	14515(1) 4990(2)	73	322
Honest - Hydac	미 국	11.28	0.580	2313	39000(1) 5443(2)	91	250
Black - Blant 9	캐나다	14.63	0.430	2386	31752(1) 9072(2)	272	385
S - 9M	일 본	11.09	0.430	1501	11200(1) 4400(2)	100	354
소티기 - 카지	한 국	10.70	0.420	2200	27000(1) 12000(2)	200	250

표 5. 각국 로케트와의 성능비교

4. 결론 및 검토

본 연구에서는 설계하고자 하는 1 단 및 2 단 로케트의 예비설계와 그에 따른 성능해석을 수행하였다. 예비설계를 위하여 우선적으로 전체시스템의 요구사항 및 요구성능을 결정하였는데 주로케트만으로도 어느정도 필요성능을 갖도록 하기 위하여 주로케트 성능을 요구하중 150 kg, 요구고도 100~150 Km 로 결정하였다. 성능계산 결과 최대고도는 130 Km 로 나타났다. 필요시 부스터가 부착되는데 이 경우 요구하중을 200 Kg 로 하여 계산결과 고도가 250 Km 정도였다. 성능 비교 결과 본 연구에서 설계한 로케트 가속특성 및 마하수 특성에 있어서 특별한 구조문제, 공력가열 문제등이 없을것으로 예측된다.

본 논문에서 수행된 성능계산은 로케트가 이상적으로 발사될 경우를 대비한것인데 실제 발사시에는 이러한 이상적인 상황외에도 발사시 tip-off나 gust 의 영향 및 재돌입시의 공력해석 등의 많은 변수들이 포함되게 되므로 향후 이러한 영향들과 궤도 오차등에 관한 연구의 수행이 필요시된다.

후 기

본 연구는 과학기술처에서 시행한 특정연구과제인 "과학연구용 로케트 개발을 위한 필수기술 연구" 의 일환으로 수행 되었으며, 연구비를 지원해 준 과학기술처에 감사드립니다.

참고문헌

1. 천문우주과학연구소,"고공탐사로케트의 기본기술 연구" 과학기술처 특정연구 최종보고서, 1988.

2. "Engineering Design Handbook, Design of Aerodynamically Stabilized Free Rocket", AMCP 760-286, 1968.

3. "TAD - A Theoretical Aerodynamic Program", COSMIC Program No. GSC-12680.

4. J.S. Barrowman,"The Practical Calculation of the Aerodynamics Characteristics of Slender Finned Vehicles", MS thesis of Catholic University, 1967.

5. D.N. Fan, C.B. Obosu et al. , "An Improved Theoretical Aerodynamic Derivatives Computer Program for Sounding Rockets", AIAA Paper 79-0514.