

극소형 위성 발사를 위한 공중발사체 기본설계

김진호* · 이영재* · 최영창* · 이재우* · 변영환*

The Preliminary Design of Air-Launching Rocket for Nanosat

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

ABSTRACT

Air-launch is an efficient method which can launch nanosats at cheap cost and has no restrictions on the selection of launching sites. This paper is for the preliminary design of air-launching rocket for nanosat which can launch nanosats to LEO. The detailed configuration design results are embodied by implementing the DMU(Digital Mock-Up) of CATIA.

초 록

최근 활발한 연구가 진행 중인 공중발사 방식은 극소형 위성을 저렴한 비용으로 발사할 수 있고 발사장 선정이 자유로운 효율적인 방법으로 본 논문에서는 비교적 단순한 임무를 수행할 수 있는 극소형 위성(Nanosat)을 지구 저궤도에 올릴 수 있도록 공중발사체 개념설계를 바탕으로 기본설계를 수행하였으며, 설계 형상을 CATIA를 이용하여 공중발사체 DMU(Digital Mock-Up) 형상으로 구현하였다.

Key Words: Nanosat(극소형 위성), Air-Launch(공중발사), DMU(Digital Mock-Up), WBS(Work Breakdown Structures)

1. 서 론

최근 들어 세계 각국에서 경쟁적으로 신기술 개발과 확보를 위해 소형 위성을 개발하고 있으며 우주 발사체의 공중발사(Air-Launch)나 해상발사(Sea-Launch)에 대한 관심이 증대되고 있는 추세이다. 특히 각국은 상업용 정보통신위성이나 그 외에 다양한 위성들의 발사가 폭주할

것에 대비하여 인공위성 발사를 위한 경제적인 개발에 박차를 가하고 있다[1]. 그중 극소형 위성은 종래의 소형 위성 및 마이크로 위성의 한계를 극복할 수 있는 미래 지향적 기술 분야이다. 극소형 위성은 무게에 따라 1~10kg의 나노 위성, 0.1~1kg의 피코위성으로 분류되며, MEMS(Micro-Electro Mechanical Systems)와 같은 나노기술이 개발을 위한 필수적인 요소가 된다[2]. 지금까지 개발된 나노위성은 4kg의 QQW1, 5kg의 ODERACS 시리즈, 3kg의 SPUTNIK-40, 그리고 TUBSAT-N등이 있다[3].

* 건국대학교 항공우주공학과
연락처, E-mail: jwlee@konkuk.ac.kr

본 연구에서는 비교적 단순한 임무를 수행할 수 있는 7.5kg의 나노위성을 700km×700km의 원궤도에 올릴 수 있는 극소형 위성 발사를 위한 미리내Ⅱ의 개념설계를 바탕으로 기본설계 과정을 정립하여 미리내Ⅱ DMU(Digital Mock Up) 형상을 구현하였다.

2 본 론

2.1 시스템 Baseline

미리내Ⅱ의 추진 시스템으로써 1단은 하이브리드 로켓 엔진의 추진 방식을 적용하여, HTPB 연료와 LOX 산화제를 사용하였고, 2·3단은 고체 로켓 모터의 추진 방식을 적용하여 HTPB/AP/Al 연료를 사용하였다. 7.5kg의 Payload를 실은 전체 길이 6.5m, 직경 0.6m, 총 중량 1228.9kg의 미리내Ⅱ를 F-4E Phantom에서 장착시킨 후, 초기 발사속도 M=1.5로 700km×700km의 원궤도에 올릴 수 있도록 설계하였다. 또한 자세제어 시스템은 1단에서 Fin을 사용하였고, 2·3단에서는 엔진본체가 발사체에 고정되어 있되 Nozzle만을 움직여서 추력 방향을 제어하는 Gimbaled Nozzle 방식의 TVC(Thrust Vector Control)를 사용하였다. 각 단마다의 추진시스템에 관한 제원은 다음과 같다[4,5].

Table 1. 1단 추진 시스템

노즐 목 지름	0.17m
노즐 출구 지름	0.55m
연소실 길이	1.85m
산화제 탱크 길이	2.19m
노즐 길이	0.26m

Table 2. 2단 추진 시스템

노즐 목 지름	0.048m
노즐 출구 지름	0.4m
연소실 길이	0.389m
노즐 길이	0.4847m

Table 3. 3단 추진 시스템

노즐 목 지름	0.03m
노즐 출구 지름	0.20m
연소실 길이	0.39m
노즐 길이	0.24m

2.2 미리내Ⅱ 기본설계 과정

기본설계는 CATIA V5 R7로 설계한 미리내Ⅱ DMU(Digital Mock Up)를 기반으로 이루어졌다. 우선, 기본설계에 들어가기에 앞서 설계에 필요한 WBS(Work Breakdown Structures)를 작성해, 미리내Ⅱ에 필요한 Subsystem들을 조사 및 정리한 후, 트리(Tree)형식으로 체계를 나타내었다. 본 연구에서는 WBS를 크게 추진계통, 제어계통 그리고 단분리 및 페이로드 분리로 나누어서 정리하였다. WBS 체계가 정립된 후에는 CATIA V5 R11를 이용하여 미리 설계된 미리내Ⅱ DMU에 Subsystem들을 추가 설계하거나 잘못된 점을 수정하는 방식으로 설계를 진행하였다. 본 연구에서는 Fin과 TVC에 들어갈 Actuator 부분과 각 단의 노즐과 탱크 부분, Interstage 내부에 위치한 V-clamp 단분리 시스템, Fairing 분리 시스템과 Payload를 중점적으로 수정 및 설계 하였다.

2.3 WBS(Work Breakdown Structures)

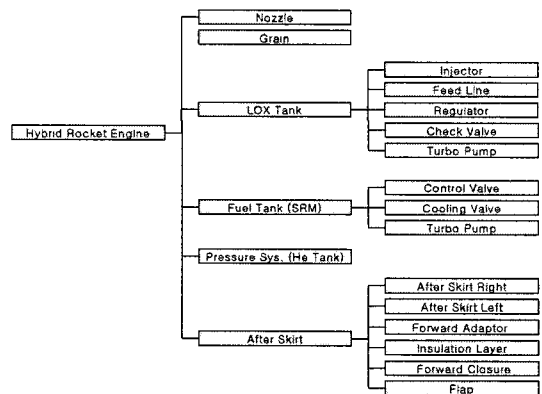


Fig 1. Hybrid Rocket Engine

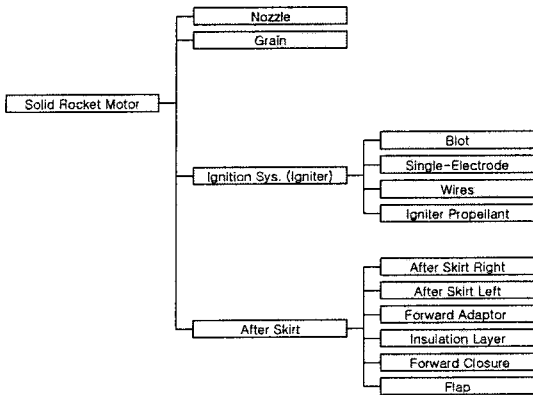


Fig 2. Solid Rocket Motor

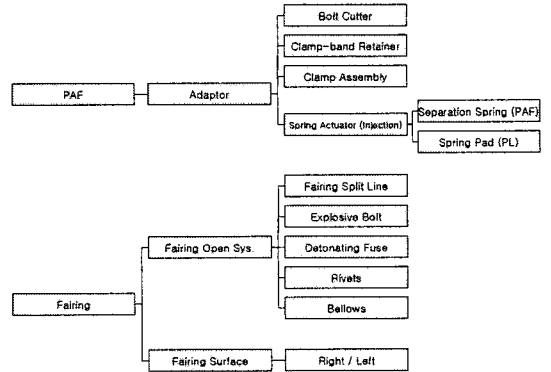


Fig 5. 단분리 및 페이로드 분리 2

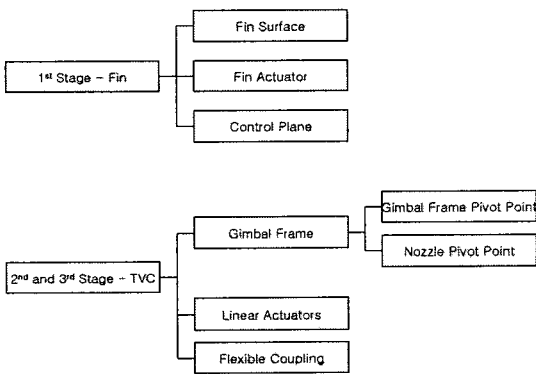


Fig 3. Fin & TVC

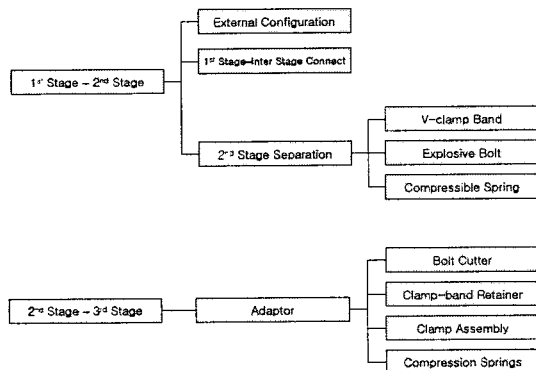


Fig 4. 단분리 및 페이로드 분리 1

2.4 미리내II DMU 구현

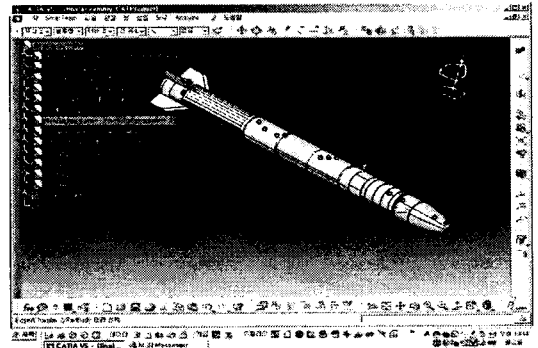


Fig 6. CATIA를 이용한 미리내II 설계 모습

미리내II 기존 형상 Baseline은 CATIA의 DMU(Digital Mock Up)로 구성되었고[6], 이어서 Subsystem 설계를 CATIA 상에서 구현하였다. 다음은 미리내II의 DMU의 전체 형상과 내부배치도를 나타낸 그림이다.

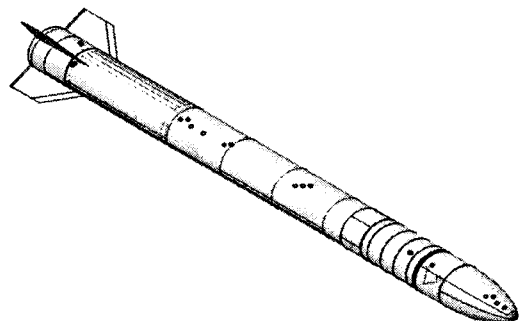


Fig 7. 미리내II의 전체 외형 형상

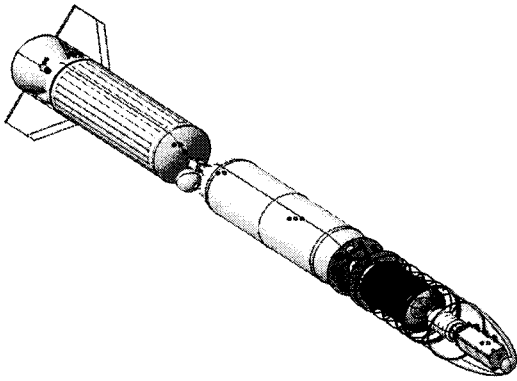


Fig 8. 미리내II의 전체 내부배치도

미리내II의 Fin은 F-4E Phantom에 장착이 가능하도록 X자형으로 배치를 하였다. Actuator는 연료탱크와 Nozzle사이를 연결하여 Nozzle이 움직여서 방향을 제어할 수 있도록 설계하였다. 다음은 Fin과 Actuator를 나타낸 그림이다.

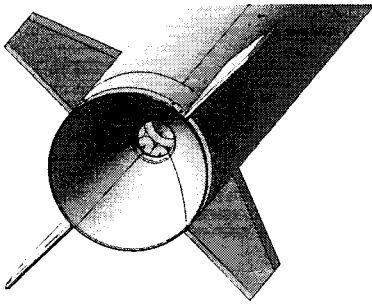


Fig 9. Fin

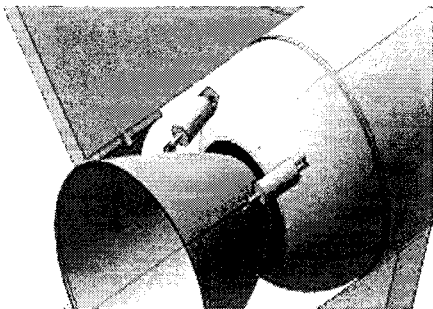


Fig 10. Actuator

1단 Hybrid Rocket Engine은 연료 탱크와 액체 산화제 탱크, 그리고 압력탱크로 구성되어 있다.

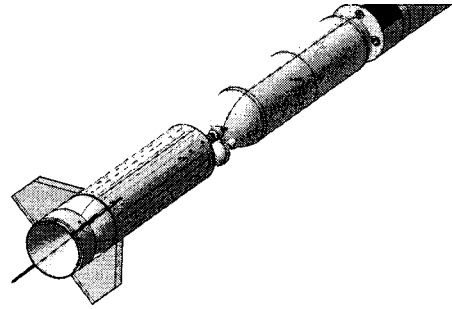


Fig 11. Hybrid Rocket Engine

1단과 2단을 서로 분리해주는 단분리 시스템은 소형 발사체에 주로 사용되는 V-Clamp 시스템으로 설계하였다. 단분리 시 Interstage가 분리되어 떨어져 나가면 1단과 2단을 서로 연결해 주던 V-Clamp는 사방으로 퍼지면서 단분리가 이루어진다.

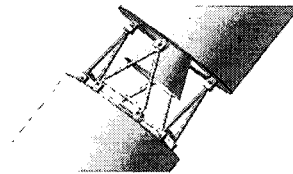


Fig 12. V-Clamp

2단과 3단의 SRM(Solid Rocket Motor)은 Grain과 Tank, Nozzle, 점화기와 절연체 등으로 구성되어 있다.



Fig 13. 2단과 3단의 SRM

Payload는 PAF(Payload Attach Fitting)를 통해 3단 SRM과 연결되어 있으며, Fairing이 그 주변을 둘러싸고 있다. 폭발볼트가 터지면서 Fairing 중간에 있는 링이 이탈되면 링과 붙어 있는 Fairing face도 같이 이탈하게 된다.

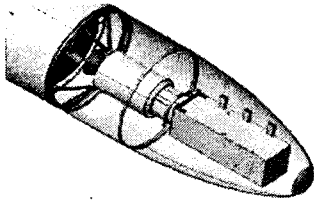


Fig 14. Payload, PAF & Fairing

3. 결 론

본 연구에서는 실용적인 공중발사체가 개발될 수 있도록 많은 실험, 반복계산 및 경험식에 의한 개념 설계를 토대로, 현용 군용기인 F-4E Phantom을 모선으로 하여 우리나라의 공역 내에서 발사가 가능한 미리내II의 기본 설계를 수행하였다. 단배분 최적화와 임무형상 최적화를 통하여 1228.9kg의 미리내II가 7.5kg의 나노위성을 700km×700km의 원궤도에 진입시킬 수 있는 성능을 가지는 것을 확인하였다[4]. 또 고체 추진 시스템보다 성능이 뛰어난 하이브리드 추진 시스템의 공중발사체의 적용 가능성을 확인하고, 설계를 하였다. 고체 추진시스템을 이용한 2단과 3단의 추진시스템, 그리고 조종면, 단분리 시스템, 유도 제어 시스템 설계를 수행하여 그 결과를 바탕으로 CATIA를 이용한 DMU를 구현하였다.

후 기

본 연구는 한국과학재단의 2000년도 특정기초 연구지원사업(과제번호 R01-2000-000-00319-0)에 의한 연구지원을 받았음을 밝히며 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Caceres, M. A., "Launch Vehicles : Mostly Thriving," Aviation Week and Space Technology, 12 Jan. 1998, pp. 125~126.
2. Birk, R. J., Tompkins, J. M., and Burns, G. S., "Commercial Remote Sensing Small Satellite Feasibility Study", Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering, Vol. 1495, pp. 2-5, 1991.
3. <http://www.ee.surrey.ac.uk/nano>.
4. 박봉교, "다분야 통합해석을 통한 초음속 공중발사 로켓 최적설계", 건국대학교 대학원 항공우주공학과, 2003.
5. 이재우, 변영환, 이창진, 건국대학교, 박준상, 한라대학교, "무기체계 세미나", 2002.
6. 박미석, 이승원, 이재우, "초소형 공중 발사로켓 기본설계에 DMU(Digital Mock-Up)적용 방안에 대한 연구", 건국대학교 공과대학 기계항공우주공학부, 2002.
7. 이석순, 황영진, 김효진, "PC로 배우는 CATIA V5", 과학기술, 2002.
8. 전언찬, 이승수, 김민주, "쉽게 배우는 CATIA", (주)복스힐, 2003.