

DMU를 이용한 극소형 위성 공중발사 로켓 시스템 설계

이영재* · 김진호* · 최영창* · 이재우** · 변영환** · 이성택***

Air-Launching Rocket System Design for Nanosat using DMU

Y-J Lee* · J-H Kim* · Y-C Choi* · J-W Lee** · Y-H Byun** · S-T Lee**

ABSTRACT

Air-Launching is an effective method that can launch the 'Nanosat' with low launching cost. In this study, system and subsystem design of the air launching rocket for nanosats which perform a simple mission, have been performed. For this purpose, the WBS of the Air-Launching Rocket System, and the subsystem schematics have been defined first. Based on these results, detailed configuration and DMU have been developed.

초 록

최근 활발한 연구가 진행 중인 공중발사 방식은 극소형 위성을 매우 저렴한 비용으로 발사할 수 있는 효율적인 방법이다. 본 연구에서는 비교적 단순한 임무를 수행할 수 있는 나노 위성을 공중발사 방식을 이용하여 원 궤도에 올릴 수 있는 공중발사 로켓 시스템설계와 각 단별 계통 설계를 수행하였다. 이를 위하여 공중발사 로켓 시스템의 WBS와 각 계통별 작동개념도를 정립하였고, 이를 바탕으로 시스템 세부형상과 DMU를 구현하였다.

Key Words: Nanosat(나노 위성), Air-Launch(공중발사), DMU(Digital Mock Up), WBS(Work Breakdown Structure), Schematics(작동 개념도)

1. 서 론

공중발사 방식은 공중에서 고속으로 발사되는 방식으로, 지상발사 방식에 비하여 여러 가지 이득을 얻을 수 있다. 첫째, 일정고도에서는 압력,

온도, 밀도 등이 모두 지상보다 낮은 수치를 가지게 되므로 발사체에 작용되는 동압력, 항력 등이 작아지고 구조 응력과 열응력도 낮아지게 되며, 낮은 대기압에 의해 발사체의 1단계 노즐의 팽창비를 증가시킬 수 있어 추력 효율을 높일 수 있다. 둘째, 모선(Mother Plane)에서 분리되어 발사되는 발사체는 모선의 속도와 같은 초기 속도를 가지고 발사되기 때문에 초기속도를 얻기 위해 필요한 양 만큼의 추진제를 감소할 수

* 건국대학교 항공우주공학과

** 건국대학교 e-시스템 통합기술 연구센터

*** (주)한화

연락처, E-mail: jwlee@konkuk.ac.kr

있으므로 전체적인 중량을 감소시킬 수 있다. 셋째, 제주도 남쪽, 공해상에서 발사할 예정이므로 지상 발사보다 발사각 선택의 폭이 넓어지고 따라서 우리나라와 같은 지정학적 위치에 있는 국가는 발사장 선정 문제에 대한 고민을 줄일 수 있다는 데 장점이 있다. 동시에 유효중량당 발사 비용의 절감과 발사각의 선택 등으로 인한 운용의 유용성 덕분에 지상 발사에 비해 성능을 크게 향상시킬 수 있다[1].

본 연구에서는 비교적 단순한 임무를 수행할 수 있는 7.5kg의 나노 위성을 700km×700km의 원 궤도에 올릴 수 있는 공중발사체의 각 단별 계통 설계를 수행하였다. 특히 본 연구에 필요한 WBS(Work Breakdown Structure)와 작동 개념도(Schematics)를 정립하고 이를 바탕으로 시스템 세부형상과 DMU(Digital Mock Up)를 구현하였다.

2. 본 론

2.1 공중발사체 시스템설계 과정

공중발사체의 시스템설계는 먼저 공중발사체에 어떤 구성요소와 세부 시스템으로 구성되어 있는지에 대해 자세하게 조사하는 것으로 시작하였다. 도출된 결과를 다시 작동과정에 따라 정리하고 종류별로 조합하여 WBS를 작성하였고, 작동 개념도를 정립하였다. 작성된 WBS와 작동 개념도를 바탕으로 각 계통의 형상을 설계하였으며, 개념설계 당시 CATIA로 제작된 이전의 DMU를 통해 좀 더 상세하게 표현하거나 수정하였다.[2, 3].

2.2 공중발사체 WBS 정립

시스템설계에 들어가기에 앞서, 먼저 공중발사체에 필요한 서브시스템들을 조사 및 정리한 후, 설계에 필요한 WBS를 작성하였다. 이어서, 레벨 1에서 공중발사체 시스템 00000을 기준으로 각각의 구성요소들을 나타내었다. 본 연구에서는 WBS를 구조계통, 추진계통, 제어계통, 단분리

및 페이로드계통, 전자계통으로 나누어 정리하였다. WBS의 레벨은 총 6단계까지 구분하였다. 맨 끝장 Table 1에서는 레벨2에서부터, 레벨 4까지의 WBS 구성을 보여주고 있다.

2.3 공중발사체 작동 개념도 정립

작동 개념도란, 세부 시스템의 작동과정 순서와 메커니즘(Mechanism)을 나타낸 개념도를 말한다. 공중발사체의 작동 개념도는 비교적 복잡한 체계를 가지고 있는 HRE(Hybrid Rocket Engine)와 1단과 2단이 분리될 때 필요한 Interstage와 V-Clamp 단분리 시스템, 페어링 분리 시스템, 그리고 2단 TVC 시스템 위주로 표현을 하였다.

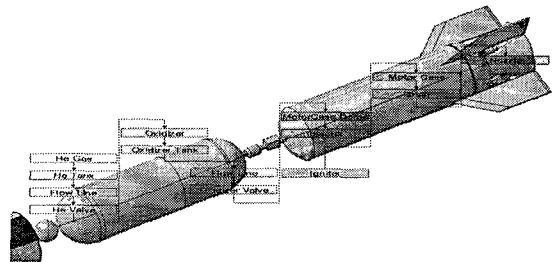


Fig. 1 하이브리드 로켓 엔진 작동 개념도

Figure 1은 하이브리드 로켓 엔진의 작동 개념도를 보여주고 있다. 최초에 압력탱크에서 압력을 유지해주는 헬륨 가스가 산화제 탱크에 있는 산화제를 추력 방향으로 밀어내준다. 이때, 산화제는 Injector를 따라 모터케이스 안으로 들어가게 되고, 그레인과 만나 점화기(Ignitor)에 의해 점화된다. 이런 결과에 의해 생성된 혼합 가스는 노즐을 따라 밖으로 분산된다.

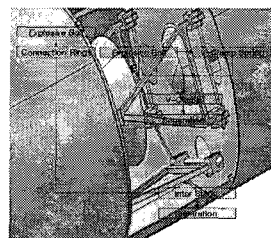


Fig. 2 Interstage & V-Clamp 작동개념도

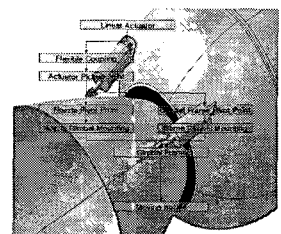


Fig. 3 TVC 작동 개념도

Figure 2는 단분리 시스템인 Interstage와 V-Clamp의 작동 개념도를 보여주고 있다. 1단의 연소가 종료되면, Interstage가 분리되어 사방으로 퍼져 이탈하게 된다. 이어서 V-Clamp를 구속 시켜주던 상단 폭발볼트가 터지게 되고, 하단의 스프링 장력에 의해 V-Clamp 구조물이 퍼져 나간 후, 구속이 풀린 2단이 점화하기 시작한다.

Figure 3은 2단의 TVC 시스템의 작동 개념도를 보여주고 있다. 기계식 Actuator가 모터에 의해 작동이 되면 Actuator에 연결된 커플링(Coupling)과 노즐 연결부에 힘이 전달된다. 이와 동시에 노즐과 모터케이스를 서로 연결해주고 있던 프레임이 각 부분의 프레임 연결부(Pivot)에 힘을 전달시켜 노즐이 일정한 방향으로 움직일 수 있도록 한다.

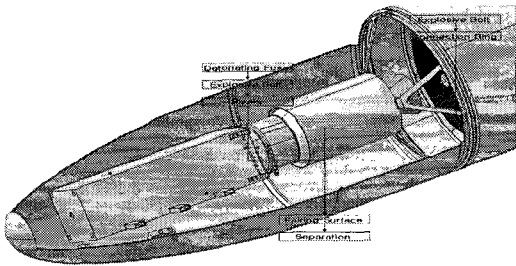


Fig. 4 페어링 분리 시스템 작동 개념도

Figure 4는 페어링 분리 시스템의 작동 개념도를 보여주고 있다. 먼저 페어링을 구속 시켜주고 있던 하단 외부의 링(Ring)과 내부의 리벳이 폭발볼트의 폭발에 의해 분리되고, 이에 따라 페어링 덮개(Fairing Surface)들이 사방으로 퍼져 나가게 된다. 그 결과, 3단 SRM(Solid Rocket Motor)과 페이로드가 외부 환경으로 노출된다.

24 공중발사체 세부형상 설계

공중발사체의 시스템 형상은 개념설계 단계에서 CATIA로 설계한 형상으로 재구성되었다[4]. 앞서 작성된 WBS와 작동 개념도를 토대로 개념설계 당시 설계된 형상에 서브시스템들을 추가 설계하거나 잘못된 점을 수정하는 방식으로 설계를 진행하였다. 본 연구에서는 지난 연구 당시 설계 되었던 형상에서 추가적으로 2단 TVC와

점화기의 형상을 나타내었고, 페이로드인 위성이 3개였던 것을 한 개로 줄였다. 잘못 설계 되었던 1단의 TVC를 제거하는 작업도 이루어졌다. Figure 5(a)와 Figure 5(b)는 공중발사체 전체 외형 형상과 내부 배치 형상을 나타낸 그림이다.

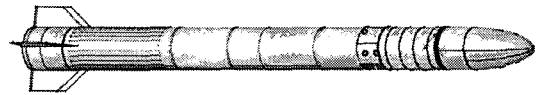


Fig. 5(a) 전체 외형 형상

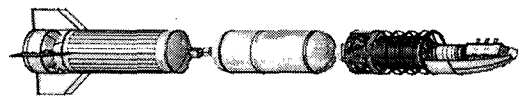


Fig. 5(b) 전체 내부배치 형상

25 공중발사체 DMU 구현

공중발사체의 형상 구현이 완료된 후 어떤 물리적인 움직임을 통해서 구동되는지를 살펴보기 위해 CATIA의 기능중 하나인 DMU를 이용해서 작동원리를 구현해 보았다[2]. 본 연구에서는 공중발사체의 1-2단의 Interstage, V-Clamp가 작동하는 과정, 2-3단의 단분리 과정, 페어링의 이탈, 그리고 페이로드의 분리 과정 등을 확인하여 전체적으로 공중발사체가 발사하는 순간부터 최종적으로 극소형위성을 궤도에 안착시키기까지의 모든 과정을 피팅 시뮬레이션(Fitting Simulation)과 운동 시뮬레이션(Kinematics Simulation)을 이용해 구현 하였다. Figure 6은 공중발사체의 전체 DMU 과정을 보여주고 있다.

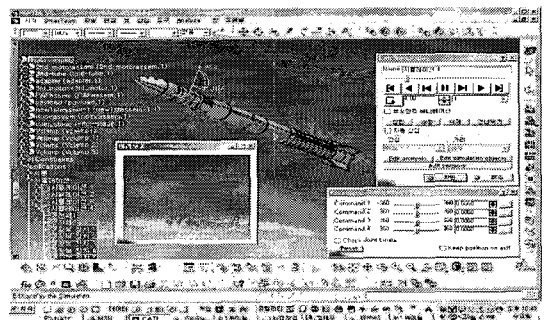


Fig. 6 공중발사체 DMU 시뮬레이션

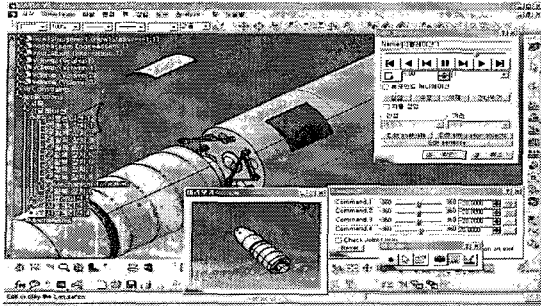


Fig. 7 Interstage & V-Clamp 작동 DMU 시뮬레이션

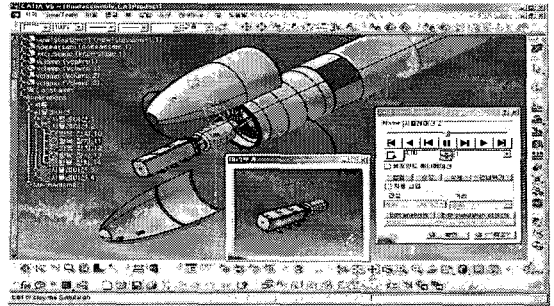


Fig. 8 페어링 분리 DMU 시뮬레이션

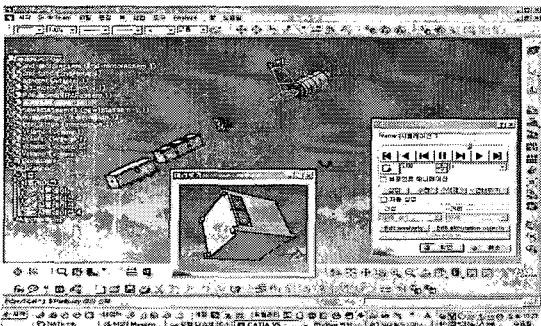


Fig. 9 페이로드 분리 DMU 시뮬레이션

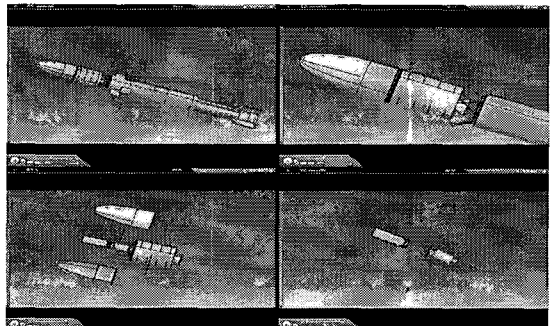


Fig. 10 공중발사체 DMU 시뮬레이션

Figure 7은 1-2단의 Interstage와 V-Clamp의 작동 과정을 구현해 보이고 있다. Interstage의 각 요소들은 사방으로 퍼지기 때문에 피팅 시뮬레이션 기능을 이용하였다. 반면 V-Clamp는 스프링 장력에 의해 회전운동을 하므로 운동 시뮬레이션을 이용하였다.

Figure 8은 페어링이 분리되는 과정을 구현해 보이고 있다. 폭발볼트에 의해 링과 리벳이 떨어져 나가고 페어링덮개가 분리되어 이탈하면, 3단 로켓과 페이로드가 외부환경에 노출된다. 이 과정에서는 피팅 시뮬레이션을 이용하였다.

Figure 9는 페이로드와 3단이 분리된 후, 극소형 위성이 궤도에 안착하는 장면을 구현해 보이고 있다. 이 과정 또한 피팅 시뮬레이션을 이용하였다. 마지막으로 Figure 10은 이렇게 각각 만들어진 구현과정을 토대로, 공중발사체의 전체 작동과정을 동영상으로 알아보는 그림이다.

3. 결 론

본 연구에서는 많은 실험과 반복계산 및 경험식에 의한 개념설계 결과를 토대로, 현용 군용기인 F-4E Phantom II를 모선으로 하여 우리나라의 공역 내에서 발사가 가능한 실용적인 공중발사체의 설계를 수행하였다. 단배분 최적화와 임무형상 최적화를 통하여 1244.91kg의 공중발사체가 7.5kg의 나노위성을 700km×700km의 원 궤도에 진입시킬 수 있는지를 확인하였다[5, 6]. 또 고체 추진 시스템보다 성능이 뛰어난 하이브리드 로켓 추진 시스템의 공중발사체에 대한 적용가능성을 확인하고, 설계를 진행하였다. 1단과 2단, 그리고 3단에 해당하는 구조계통, 추진계통, 제어계통, 단분리 및 페이로드 분리계통, 그리고 전자계통의 각 구성요소를 조사하여 WBS와 작동 개념도를 정립하였고 이를 바탕으로 각 계통의 세부형상을 설계하였다. 또한 CATIA를 이용해 DMU를 구현하여 시스템 설계를 수행하였다.

Table 1. 공중발사체 WBS

Level			Title
2	3	4	
10000			Structure
	11000		Nose Fairing
		11100	Fairing Surface Right
		11200	Fairing Surface Left
	12000		1st Stage
		12100	After Skirts
		12200	External Case
		12300	Forward Plate
		12400	Tank Support
	13000		2nd Stage
		13100	After Plate
		13200	External Case
		13300	Tank Support
		13400	Adaptor
	14000		3rd Stage
		14100	External Case
		14200	Tank Support
	15000		Interstage
		15100	Interstage Surfaces

20000			Propulsion System
	21000		1st Hybrid Rocket Engine
		21100	Nozzle
		21200	Oxidizer Tank
		21300	Motor Case
		21400	Ignitor
		21500	Injector
		21600	He Tank(Oxidizer Pressure Sys.)
		21700	Grain
		21800	Pressure Gas(He) Valve
		21900	Oxidizer Valve
	22000		2nd Solid Rocket Motor
		22100	Nozzle
		22200	Motor Case
		22300	Ignitor
		22400	Grain
	23000		3rd Solid Rocket Motor
		23100	Nozzle
		23200	Motor Case
		23300	Ignitor
		23400	Grain

Level			Title
2	3	4	
30000			Control System
	31000		1st Stage, Fin
		31100	Fin Surface
		31200	Fin Actuator (Mechanical)
		31300	Control Plane
	32000		2nd Stage, TVC
		32100	Gimbal Frame
		32200	Linear Actuators (Mechanical)
		32300	Flexible Coupling
	33000		3rd Stage, Spin Motor
		33100	Side Propulsion System

40000			Separation System
	41000		1st, Interstage Separation
		41100	Interstage Connection Rings
		41200	Explosive Bolts
	42000		1st, V-Clamp Separation
		42100	V-Clamp Bands
		42200	Explosive Bolts
		42300	Compressible Spring
	43000		2nd, Adaptor Separation
		43100	Bolt Cutter
		43200	Clamp Retainer
		43300	Clamp Assembly
		43400	Compressible Spring
	44000		Payload Separation
		44100	PAF(Payload Attach Fitting)
	45000		Fairing Separation
		45100	Fairing Open System
		45200	Fairing Connection System

50000			Avionics
	51000		TT&C
		51100	Telemetry System
		51200	Tracking System
		51300	Command System
	52000		FTS (Flight Termination System)
		52100	Power Divider
		52200	FTS Receiver
		52300	ISDS (Inadvertent Separation Destruct System)
		52400	Antennas
	53000		Power Supply (Battery)
	54000		INS/GPS

4. 후 기

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

참 고 문 헌

1. 이재우, 황진용, “공중발사 초소형 우주 발사체 Mirinae-1의 개념설계,” 한국항공우주공학 회지, 제 29권, 제2호, 2001년 3월, pp. 117-124.
2. 이석순, 황영진, 김효진, PC로 배우는 CATIA V5, 과학기술, 2002.
3. 전언찬, 이승수, 김민주, 쉽게 배우는 CATIA, (주)복스힐, 2003.
4. 박미석, 이승원, 이재우, “초소형 공중 발사 로켓 기본설계에 DMU(Digital Mock-Up)적용 방안에 대한 연구”, 한국항공우주학회 추계학술발표회, 2002. 11.
5. 최영창, 이재우, 변영환, “순차적 최적화를 이용한 공중발사 로켓 시스템 대안분석”, 한국항공우주공학회 춘계학술발표회, 2005. 4.
6. 최영창, 이재우, 변영환, “다분야 최적화 기법을 이용한 공중발사로켓 최적설계”, 한국추진공학회 춘계학술발표회, 2005. 4.