技術論文

극소형 위성발사를 위한 공중발사 로켓 미리내Ⅱ의 시스템 설계

이영재*, 김진호*, 최영창*, 이재우**, 변영환**, 이창진**

A System Design of the MIRINAEⅡ, Air-Launching Rocket for Nanosat

Y-J Lee*, J-H Kim*, Y-C Choi*, J-W Lee**, Y-H Byun** and C. 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 MIRINAEⅡ, 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)

Ⅰ. 서 론

최근 들어 세계 각국에서 경쟁적으로 신기술 개발과 확보를 위해 소형 위성을 개발하고 있으며, 우주 발사체의 공중발사(Air-Launch)나 해상발사(Sea-Launch) 방식에 대한 관심이 증대되고 있는 추세이다. 특히 각국은 상업용 정보통신 위성이나 그 외 다양한 위성들의 발사가 많아질 것에 대비해 경쟁적으로 이를 위한 경제적이고 실용적인 발사체 개발에 박차를 가하고 있다[1]. 한편 극소형 위성은 기존의 소형 위성 및 마이크로 위성의 한계를 극복할 수 있는 미래지향적인 기술 분야이다. 극소형 위성은 무게에 따라 1~10kg의 나노위성, 0.1~1kg의 피코위성으로 분류되며, 이들 위성은 MEMS(Micro-Electro Mechanical Systems)와 같은 나노기술이 개발을 위한 필수적인 요소가 된다[2,3]. 지금까지 개발된 나노 위성은 4kg의 QQW1과 5kg의 ODERACS 시리즈, 3kg의 SPUTNIK-40, 그리고 TUBSAT-N 등이 있다[4].

발사체를 설계하거나 선택하는데 있어 발사 비용과 궤도 투입 위성 중량은 매우 중요한 요소이다. 우리나라의 경우, 발사체가 일본 상공의 비행을 피해야 하는 동시에, 발사장을 제주도 또는 남해안에 건설해야 하는 지정학적 위치를 고려해 볼 때, 발사장 선택이 극히 제한적이다[5]. Fig. 1에서 볼 수 있듯, 발사체의 단위 중량당 발사비용은 탑재 위성 중량이 가벼울수록 증가하므로 현재는 극소형 위성뿐만 아니라 소형 위성을 발

† 2005년 6월 29일 접수 ~ 2005년 10월 17일 심사완료
* 정회원, 건국대학교 항공우주공학과
** 정회원, 건국대학교 e-시스템 통합기술 연구센터
연락저자, E-mail : jwlee@konkuk.ac.kr
서울특별시 광진구 화양동 1번지

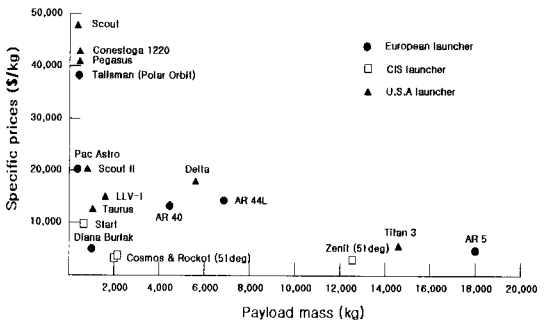

Fig. 1. 페이로드에 따른 발사비용 비교

사할 때에도 발사비용을 절감하기 위해 여러 소형 위성을 동시에 탑재하거나 대형 위성과 함께 탑재한다[6]. 따라서 위성의 발사 시기나 운용이 제한을 가질 수밖에 없으며, 이러한 제한을 극복하고 소형위성을 독자적으로 발사할 수 있는 소형 발사체의 개발이 필요하다고 할 수 있다. 그리고 이에 적합한 발사 방식중 하나인 공중발사 방식에 대한 가능성 연구가 필요한 시점이라고 할 수 있다[7].

공중발사는 공중에서 고속으로 발사되므로 지상발사에 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 구조응력과 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 초기속도를 가지고 발사되기 때문에 초기속도를 얻기 위해 필요한 양 만큼의 추진제를 감소할 수 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 발사비용의 절감과 발사각의 선택 등으로 인한 운용의 유용성 덕분에 지상 발사에 비해 성능을 크게 향상 시킬 수 있다[7].

지금까지 개발된 공중발사 방식의 로켓으로는 대표적으로 미국의 페가수스(Pegasus)와 러시아의 Burlak을 들 수 있다. 1990년에 초도 비행을 마친 OSC(Orbital Science Corporation)사의 페가수스는 3단형 고체 로켓 추진 발사체로 약 12km 고도에서 발사되어 지구 저궤도에 소형 인공위성을 안착시키는 발사체이다[8]. 또한 Burlak은 러시아에서 개발 된 공중발사 방식 발사체이며, 13.5km 상공에서 러시아의 Tu-160 폭격기에 의해 M=1.7의 속도로 발사된다. Burlak 공중발사체는 1992년에 고안되었다[9].

한편 일본에서는 M-V Rocket을 활용한 과학목적의 소형 위성 발사를 위한 공중발사 방식 로켓의 개발 가능성을 1994년 3월, ISAS가 M-3II User's Guide를 통해 나타낸 바 있다[9]. 최근에는 미국의 Scaled Composite사가 개발한 유인 공중발사 방식 로켓인 Space Ship One이 무중력 비행에 성공하기도 했을 정도로 이 분야에 대한 개발이 한창 진행 중이다.

본 연구에서는 비교적 단순한 임무를 수행할 수 있는 7.5kg의 나노 위성을 700km×700km의 원 궤도에 올릴 수 있는 공중발사체의 개념설계 및 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.

II. 미리내 II 개념설계

2.1 미리내 II 개념설계 과정

미리내Ⅱ의 전신인 미리내Ⅰ은 기존 전투기에서 초음속으로 발사가 되도록 설계한 공중발사 로켓으로, 형상은 Fig. 2와 같다. 미리내Ⅰ을 토대로 더 구체적인 시스템 세부 형상과 작동과정을 알아보기 위해 설계한 것이 미리내Ⅱ이다.

미리내Ⅱ의 개념설계 과정은 Fig. 3과 같다. 미리내Ⅱ의 임무조건과 제한조건이 주어지면 임무를 수행하기 위해서 필요한 총 요구 속도를 구한다. 총 요구 속도는 각 단에서의 속도 손실분과 궤도 요구속도, 그리고 속도 이득 분을 이용하여 산출한다. 총 요구속도가 산출되면 단배분 과정을 통하여 각 단의 구조계수와 속도 분배비를 결정하여 각 단에서 요구되는 속도 증분을 계

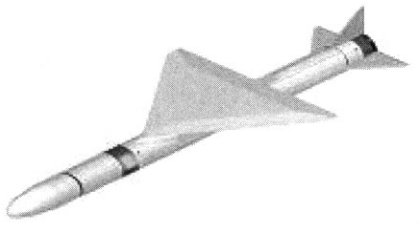

Fig. 2. 미리내Ⅰ의 형상

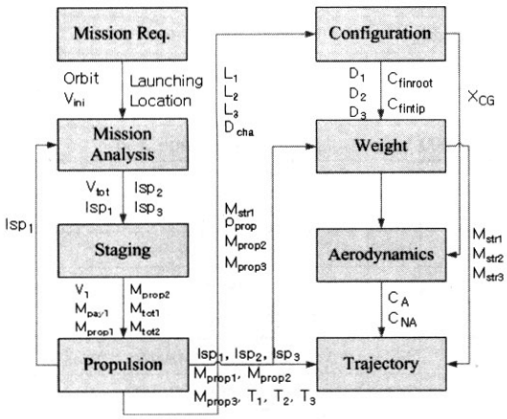

Fig. 3. 공중발사체의 개념설계 과정

산하게 된다. 단배분을 통하여 얻어진 각 단의 속도증분, 추진제 중량, 구조 중량, 페이로드(Payload) 중량 등을 이용하여 추진 해석을 수행한다. 추진 해석을 통하여 각 단에서의 추진제 질유량, 추력, 비추력 그리고 추진제 중량, 구조 중량 등을 감안한 각 단의 모터 케이스 길이, 노즐 길이 및 지름 등의 형상이 도출된다. 이를 이용하여 전체 길이 및 지름을 계산하고 컨트롤 핀의 형상을 결정한다. 발사체의 모터 케이스, 컨트롤 핀, 노즐 등과 같은 세부적인 구조 중량을 계산하고 공력 해석을 통하여 발사체에 작용하는 수직력 계수와 축력 계수 등의 공력 계수를 구한다. 마지막으로 단배분, 추진 해석, 형상 해석, 중량해석, 공력 해석을 통하여 도출된 결과를 입력값으로 사용하여 궤적해석을 수행한다.

2.2 미리내II 시스템형상

미리내Ⅱ의 추진 시스템으로 1단은 하이브리드 로켓 엔진의 추진방식을 적용하여, HTPB 연료와 LOX산화제를 사용하였고, 2단 및 3단은 고체 로켓 모터의 추진 방식을 적용하여 HTPB/AP/Al 연료를 사용하였다. 7.5kg의 페이로드를 실은 전체 길이 6.36m, 직경 0.6m, 총중량 1244.91kg의 미리내Ⅱ를 F-4E PhantomⅡ에 장착시킨 후, 초기 발사속도 M=1.5로 700km×700km의 원궤도에 올릴 수 있도록 설계하였다[10,11]. 또한 자세제어 시스템은 1단에서 핀을, 2단에서는 노즐을 움직여 추력방향을 제어하는 김벌 노즐(Gimbaled Nozzle) 방식의 TVC(Thrust Vector Control)를 사용하였고, 마지막으로 3단에서는 스핀 모터(Spin Motor)를 사용하였다. 이러한 결과를 나타내는 형상은 Fig. 4에 잘 나타나 있으며, 각 단의 전체 길이와 추진시스템에 관한 제원은 다음과 같다.

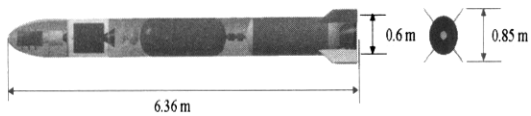

Fig. 4. 미리내Ⅱ의 형상 및 제원

Table 1. Configuration Results (단위 : m)

단	모터케이스		노즐			길이/지름
	길이	지름	길이	목반경	출구반경	
1	3.99	0.60	0.48	0.08	0.23	6.36/0.60
2	0.46	0.57	0.20	0.02	0.09	
3	0.33	0.30	0.15	0.01	0.07	

Table 2. Weight Distribution (단위 : kg)

단	추진제 중량	구조중량	페이로드중량	총중량
1	808.42	153.99	282.50	1244.91
2	187.44	42.56	52.50	282.50
3	33.60	11.40	7.50	52.50

III. 미리내II 시스템설계

3.1 미리내II 시스템설계 과정

미리내Ⅱ의 시스템설계는 먼저 미리내Ⅱ에 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 이 전의 DMU를 통해 좀 더 상세하게 표현하거나 수정하였다[12,13].

3.2 미리내II WBS 정립

시스템설계에 들어가기에 앞서, 먼저 미리내Ⅱ에 필요한 서브시스템들을 조사 및 정리한 후, 설계에 필요한 WBS를 작성하였다. 이어서, 레벨 1에서 미리내Ⅱ 시스템 00000을 기준으로 각각의 구성요소들을 나타내었다. 본 연구에서는 WBS를 구조계통, 추진계통, 제어계통, 단분리 및 페이로드계통, 전자계통으로 나누어 정리하였다. WBS의 레벨은 총 6단계까지 구분하였다. Table 3에서는 레벨 2에서부터, 레벨 4까지의 WBS 구성을 보여주고 있다.

Table 3. 미리내 II의 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
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 Sep. Destruct Sys.)
		52400	Antennas
	53000		**Power Supply (Battery)**
	54000		**INS/GPS**

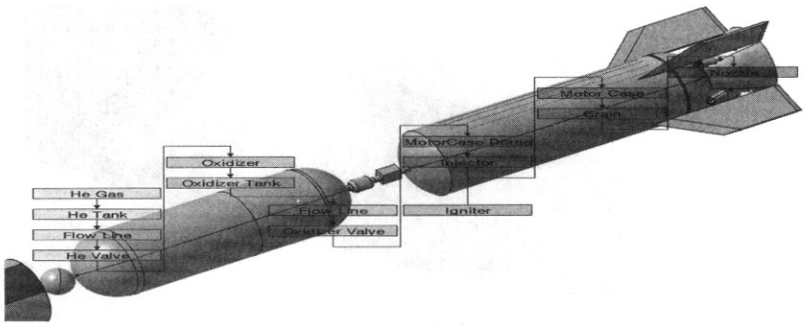

Fig. 5. 하이브리드 로켓 엔진 작동 개념도

3.3 미리내Ⅱ 작동 개념도 정립

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

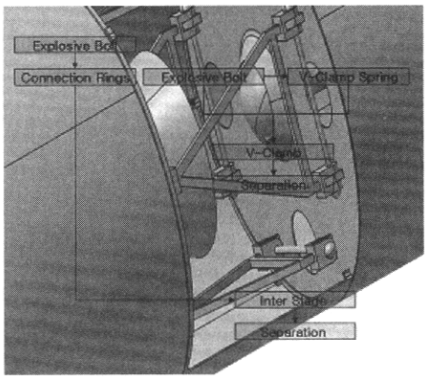

Fig. 6. Interstage & V-Clamp 작동 개념도

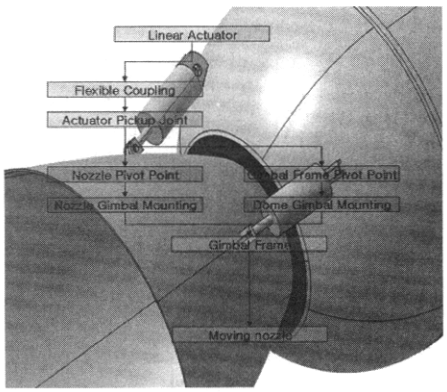

Fig. 7. TVC 작동 개념도

Fig. 5는 하이브리드 로켓 엔진(Hybrid Rocket Engine)의 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. 6은 단 분리 시스템인 Interstage와 V-Clamp의 작동 개념도를 보여주고 있다. 1단의 연소가 종료되면, Interstage가 분리되어 사방으로 퍼져 이탈하게 된다. 이어서 V-Clamp를 구속시켜주던 상단 폭발볼트가 터지게 되고, 하단의 스프링 장력에 의해 V-Clamp 구조물이 퍼져 나간 후, 구속이 풀린 2단이 점화하기 시작한다.

Fig. 7은 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. 8은 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 SRM과 페이로드가 외부 환경으로 노출된다.

3.4 미리내Ⅱ 세부형상 설계

미리내Ⅱ의 시스템 형상은 개념설계 단계에서 CATIA로 설계한 형상으로 재구성되었다[14]. 앞서 작성된 WBS와 작동 개념도를 토대로 개념설

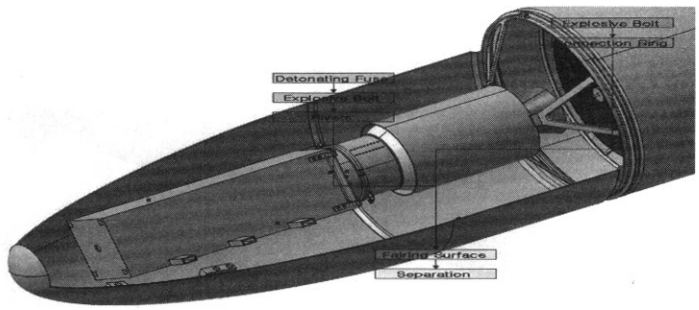

Fig. 8. 페어링 분리 시스템 작동 개념도

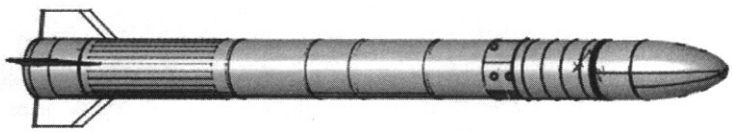

Fig. 9(a). 전체 외형 형상

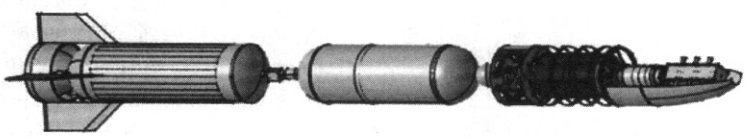

Fig. 9(b). 전체 내부배치 형상

계 당시 설계된 형상에 서브시스템들을 추가 설계하거나 잘못된 점을 수정하는 방식으로 설계를 진행하였다. 본 연구에서는 핀과 TVC, 각 단의 노즐과 탱크부분, Interstage 내부에 위치한 V-Clamp 단분리 시스템, 페어링 분리 시스템, 그리고 페이로드를 중점적으로 수정 및 설계하였다.

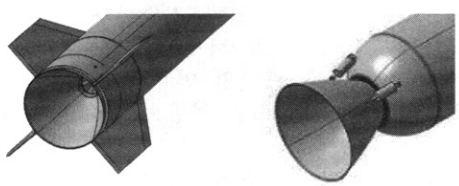

Fig. 10. 미리내 II의 핀 & Actuator

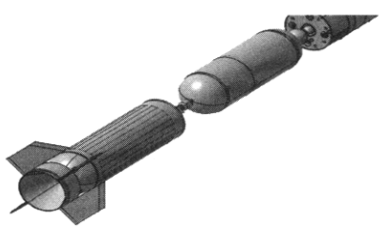

Fig. 11. 미리내 II의 하이브리드 로켓 엔진

다. Fig. 9(a)와 Fig. 9(b)는 미리내Ⅱ의 전체 외형 형상과 내부 배치 형상을 나타낸 그림이다.

미리내Ⅱ의 1단 핀은 F-4E PhantomⅡ에 장착이 가능하도록 X자형으로 배치를 하였다. 2단 Actuator는 모터케이스와 노즐 사이를 연결하여 프레임에 구속된 노즐이 일정한 방향으로 움직여서 방향을 제어할 수 있도록 설계하였다. Fig. 10은 핀과 Actuator를 나타낸 그림이다.

1단 하이브리드 로켓 엔진은 노즐, 모터케이스, 액체 산화제 탱크, 그리고 압력탱크 등으로 구성되어 있다. Fig. 11은 하이브리드 로켓 엔진의 모습을 나타낸 그림이다.

단과 단을 서로 분리해주는 단분리 시스템은 소형 발사체에 주로 사용되는 V-Clamp 시스템으로 설계하였다. 단분리시, Interstage가 폭발 볼트의 폭발력에 의해 분리되어 떨어져 나가면, 단끼리 서로 연결해주던 V-Clamp 폭발볼트가 다시 폭발하게 된다. 이때, 스프링 장력에 의해 V-Clamp가 사방으로 퍼지면서 단분리가 이루어진다. Fig. 12는 V-Clamp의 모습을 나타낸 그림이다.

2단과 3단의 SRM(Solid Rocket Motor)은 그레인과 모터케이스, 노즐, 점화기 등으로 구성되어있다. Fig. 13은 각 단의 SRM을 나타낸 그림이다.

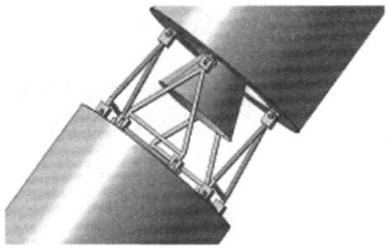

Fig. 12. 미리내Ⅱ의 V-Clamp

Fig. 13. 2단과 3단의 SRM

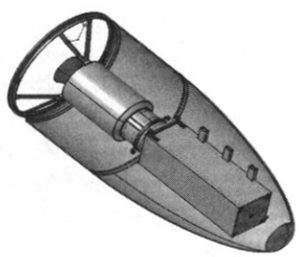

Fig. 14. 미리내Ⅱ의 페이로드, PAF & 페어링

페이로드는 PAF(Payload Attach Fitting)를 통해 3단 SRM과 연결되어 있으며, 페어링이 그 주변을 둘러싸고 있다. 페어링을 체결하고 있는 링과 리벳 주변의 폭발 볼트가 터지면 폭발력으로 인해 페어링 덮개가 분리된다. Fig. 14는 상단부의 페이로드와 PAF, 그리고 그 주변을 둘러싸고 있는 페어링의 모습을 나타낸 그림이다.

3.5 미리내Ⅱ DMU 구현

미리내Ⅱ의 형상 구현이 완료된 후 어떤 물리적인 움직임을 통해서 구동되는지를 살펴보기 위해 CATIA의 기능중 하나인 DMU를 이용해서 작동 원리를 구현해 보았다[12]. 본 연구에서는 미리내Ⅱ의 1-2단의 Interstage, V-Clamp가 작동하는 과정, 2-3단의 단분리 과정, 페어링의 이탈, 그리고 페이로드의 분리 과정 등을 확인하여 전체적으로 미리내Ⅱ가 발사하는 순간부터 최종적으로 극소형위성을 궤도에 안착시키기까지의 모든 과정을 피팅 시뮬레이션(Fitting Simulation)과 운동 시뮬레이션(Kinematics Simulation)을 이용

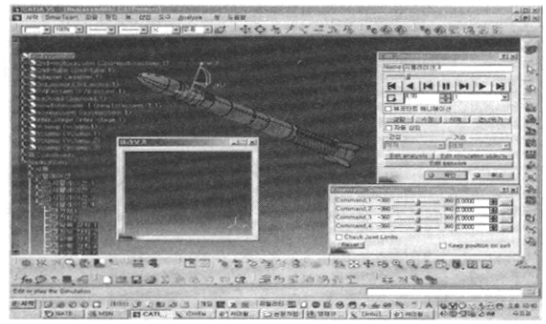

Fig. 15. 미리내Ⅱ의 DMU 시뮬레이션

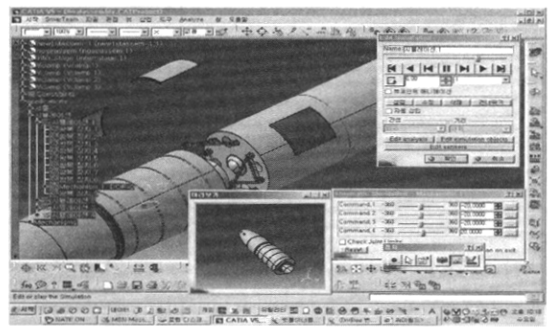

Fig. 16. Interstage & V-Clamp 작동 DMU 시뮬레이션

Fig. 17. 페어링 분리 DMU 시뮬레이션

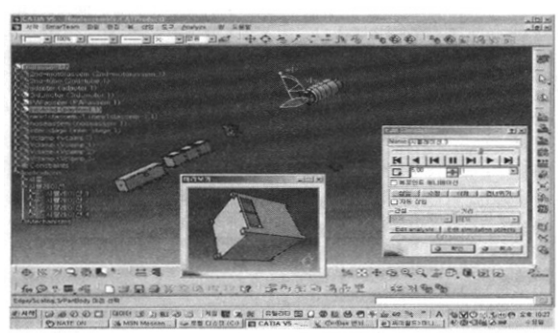

Fig. 18. 페이로드 분리 DMU 시뮬레이션

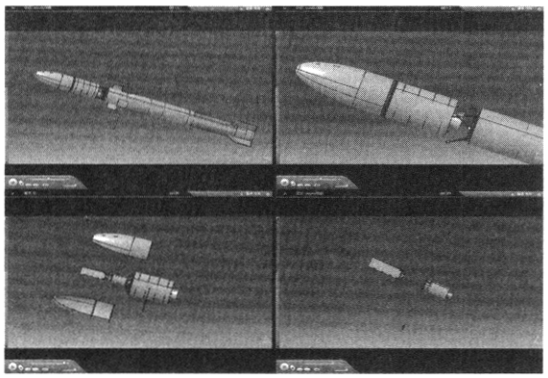

Fig. 19. 미리내 II DMU 시뮬레이션

해 구현 하였다. Fig. 15는 미리내Ⅱ의 전체 작동 과정을 보여주고 있다.

Fig. 16은 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.

Fig. 17은 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.

Fig. 18은 페이로드와 3단이 분리된 후, 극소형 위성이 궤도에 안착하는 장면을 구현해 보이고 있다. 이 과정 또한 피팅 시뮬레이션을 이용하였다. 마지막으로 Fig. 19는 이렇게 각각 만들어진 구현과정을 토대로, 미리내Ⅱ의 전체작동 과정을 동영상으로 알아보는 그림이다.

Ⅳ. 결 론

본 연구에서는 많은 실험과 반복계산 및 경험식에 의한 개념설계 결과를 토대로, 현용 군용기인 F-4E PhantomⅡ를 모선으로 하여 우리나라의 공역 내에서 발사가 가능한 실용적인 미리내Ⅱ의 설계를 수행하였다. 단배분 최적화와 임무형상 최적화를 통하여 1244.91kg의 미리내Ⅱ가 7.5kg의 나노위성을 700km×700km의 원 궤도에 진입시킬 수 있는지를 확인하였다. 또 고체 추진 시스템보다 성능이 뛰어난 하이브리드 추진 시스템의 공중발사체에 대한 적용 가능성을 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.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 지원으로 수행한 유도무기 다학제간 최적화 설계기법연구 (국방과학연구소, 기초연구, 2003)의 일환으로 수행된 과제이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

1) Caceres, M. A.,"Launch Vehicles : Mostly Thriving", *Aviation Week and Space Technology*, 12 Jan. 1998, pp. 125~126.

2) 방효충, 박훈철, "극 초소형 위성 개발 현황 및 전망", 한국항공우주학회지, 제28권 5호, 2000년 8월, pp. 153-160.

3) 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.

4) www.ee.surrey.ac.uk/nano

5) Chul Park, "Prospects for Launch System Development in Korea", *The First International Aerospace Technomart*, Oct. 1996, pp. 79~104.

6) B. Steckemetz, W. Wienss, A. Ginati, R. Janovsky, I. Selesnjew, P. Natenbruck and R. Kladtke, "Air Launched Space Transportation System Diana/Burlak for Small Satellites and Scientific Payloads", *Space Technology*, Vol. 15, No. 4, pp 195-203, 1995

7) 이재우, 황진용, "공중발사 초소형 우주 발사체 Mirinae-1의 개념설계", 한국항공우주학회지, 제29권 2호, 2001년 3월, pp. 117~124.

8) *Pegasus User's Guide*, Orbital Science Corporation, Sept. 1998.

9) www.rocketry.com/mwade/lvs/burlak.htm

10) 최영창, 이재우, 변영환, "순차적 최적화를 이용한 공중발사 로켓 시스템 대안분석", 한국항공우주학회지, 제 33권 9호, 2005년 9월, pp. 41~47

11) 최영창, 이재우, 변영환, "다분야 최적화 기법을 이용한 공중발사로켓 최적설계", 한국항공우주학회지, 2005년 12월 게재예정.

12) 이석순, 황영진, 김효진, PC로 배우는 CATIA V5, 과학기술, 2002.

13) 전언찬, 이승수, 김민주, 쉽게 배우는 CATIA, (주)북스힐, 2003.

14) 박미석, 이승원, 이재우, "초소형 공중 발사로켓 기본설계에 DMU(Digital Mock-Up)적용 방안에 대한 연구", 한국항공우주학회 추계학술 발표회, 2002. 11.