

해상발사 시스템 구성 및 운용

유창경
국방과학연구소
탁민제

한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공

System Component and Operation of Sea Launch

Chang-Kyung Ryoo and Min-Jea Tahk

I. 서 론

해상발사의 최대의 장점은 지구자전 속도가 최대한 적도에서 발사함으로써 위성을 궤도에 올려 놓기 위해 필요한 에너지를 크게 절감할 수 있다는 점이다. 이는 동일한 발사체의 경우 더 큰 질량을 가진 위성을 발사시킬 수 있음을 의미한다. 실제로 역사상 최대 중량의 인공위성이 해상발사를 통해 지구정지궤도에 올려졌다. 해상발사의 또 다른 이점은 대륙으로부터 멀리 떨어진 공해상에서 발사를 수행하게 됨에 따라 지상 발사시 고려해야 하는 각종 규제 및 국제간 분쟁을 피할 수 있고 비상상황에서의 안전 확보가 용이하다는 점이다. 또한 해상의 경우 일기의 변화가 비교적 고른 편이라 급작스런 기상 변화에 따른 발사 지연 가능성이 낮다는 장점도 있다. 발사지역 선정이 용이하고 독자적인 거리계획이 가능하며 단일 발사대에서 임의의 경사각을 가진 궤도로의 진입이 가능하다.

이러한 해상발사의 장점을 살리고 급증하는 인공위성 발사수요[1,2]에 부응하기 위해 미국, 러시아, 우크라이나, 노르웨이의 인공위성, 발사체 및 선박 관련 사설회사들의 합자에 의해 국제간 연합 벤처회사인 Sea Launch사가 1995년 4월에 설립되었다. Sea Launch사 설립에 참여한 회사들의 구성 및 임무를 표 1에 나타내었다[3].

Sea Launch사는 데모를 위한 첫 시험발사를 1999년에 수행한 이래 현재까지 총 18회의 해상발사를 시도 하였으며, 그 중 17회에 걸쳐 인공위성을 목적궤도에 성공적으로 안착시켜 그 수익성을 입증한 바 있다. 이러한 성공은 해상발사를 위한 새로운 기술을 적용하였다기 보다는 기존의 발사체 기술과 인프라들을 적절히 활용한 결과로 이해 될 수 있다.

우리나라 또한 네 번째 상업용 위성이자 최초

의 군용 위성인 무궁화 5호를 오는 7월 태평양적도 공해상에서 Sea Launch사의 해상발사를 통해 지구정지궤도에 올릴 예정이다. 이에 따라 해상발사에 대한 관심이 급증하고 있는바 본 특집을 통해 Sea Launch사에 의해 개발/운용 중인 해상발사 시스템[4-6]의 구성 및 발사 절차에 대해 살펴보고자 한다.

표 1. Sea Launch사 구성 및 임무

| 회사명 | 지분 | 임무 |
|-------------------------------------|-----|-------------------------------------|
| Boeing Commercial Space Company(미국) | 40% | - 탑재체 페어링 제작 - 위성 프로세싱 및 운용 |
| RSC Energia(러시아) | 25% | - 발사체 상단 제작 - 발사체 조립 및 운용 |
| DSO Yuzhnoye / PO Yuzhmash(우크라이나) | 15% | - 발사체 1단 및 2단 제작 |
| Kvaerner Aker ASA(노르웨이) | 20% | - 조립관제선 및 발사플랫폼 건조 - 해상시스템 선박 운용 |

II. 해상발사 시스템의 구성

Sea Launch사의 해상발사 시스템은 모항(Home port), 조립관제선(ACS, Assembly and Command Ship)과 Odyssey로 명명된 발사플랫폼(LP, Launch Platform)으로 구성된 해상시스템, 그리고 Zenit-3SL 발사체로 구성된다.

2.1 모항(Home port)

모항은 해상발사 운용을 위한 기본 영역으로서 발사임무를 위한 시설들을 제공한다. 모항의 주요 기능은 인공위성의 준비 및 탑재체화, 발사체 각 단의 검사, 조립관제선 및 발사플랫폼의 유지 보수 및 공급, 해상시스템의 정박시설 제공, 발사

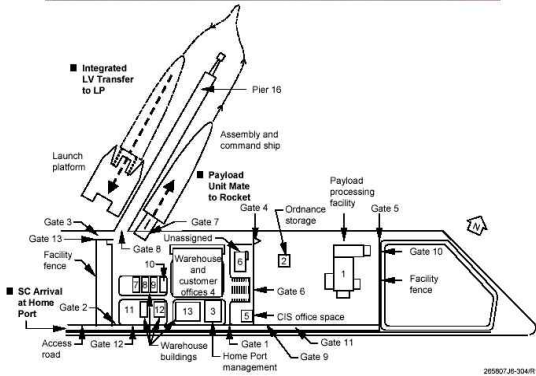


그림 1. 모항(Home port)

체 연료 등의 각종 위험물 저장시설 제공 등이다. Sea Launch사의 모항은 미국 Long Beach 항구에 위치한 해군 기지를 임대하여 개조한 것으로서 여러 시설물들이 좁은 띠 모양의 육지에 위치하고 있다(그림 1 참조). 모항의 위치는 보안 관점에서 뿐만 아니라 큰 회전 반경을 필요로 하는 선박들의 기지로서 적당하다. 해양학적 관점에서 볼 때 모항의 위치는 항구의 입구에 인접해 있으며, 깊은 바다 수로로의 접근이 용이하며 발사지점과 가깝다.

인공위성과 발사체 각 단들은 모항에서 다음과 같은 프로세싱을 거친다.

- 1) 위성과 지상지원 장비는 고객(위성 제조사)에 의해 탑재체 준비 시설로 전달된다. 여기서 위성을 조립한 후 전기, 기계, 및 구동 기능을 확인하며, 보급품의 장착 및 연료가 주입된다.
- 2) 위성에 대한 기능시험을 수행한 후 페어링에 캡슐화한다. 캡슐화된 위성탑재부는 조립관제선으로 운반될 준비가 된 것으로 간주된다.
- 3) 발사체의 각 단들은 분리된 채로 모항에 도착하여 기능시험을 거친다. 이 과정은 위성의 준비 과정과 병행하여 이루어진다. 1단, 2단 및 상단(Upper stage)의 추진 단들은 추후 조립관제선으로 보내진다.

- 4) 발사체의 각 단들의 조립은 조립관제선의 조립실에서 이루어지며, 조립하는 동안 조립관제선은 모항에 정박한 상태로 위치한다. 상단의 연료공급은 두 번째 단과 연결되기에 앞서 부분적으로 이루어진다. 조립관제선에서 캡슐화된 탑재체가 로켓과 연결되며 각종 인터페이스가 거기에서 검사되고 입증된다. 발사체의 조립이 모항에서 이루어지지 않고 조립관제선에서 이루어지기 때문에 모항은 별도의 조립시설을 가지지 않는다.
- 5) 발사체의 검사가 완료 되었을 때, 조립관제선 후미와 발사플랫폼 앞쪽을 도킹시켜 조립된 발사체를 조립관제선에서 발사플랫폼으로 이동시킨다. 발사체의 이동 역시 두 선박이 모항에 정박한 상태에서 이루어진다.

모항을 출발하기 전에 발사체의 연료와 압축 기체들을 발사플랫폼의 저장시설로 옮긴다. 두 선박은 적도상의 지정된 발사 위치를 향해 동시에 모항을 출발하게 되며 발사를 실시하게 된다. 발사이후 선박들은 모항으로 회항하게 되며, 다음 사용자를 위해 새로이 정비된다.

2.2 발사체

Sea Launch사의 발사체인 Zenit-3SL은 위성을 다양한 궤도에 진입시킬 수 있는 능력을 가진 액체추진 로켓으로서 Zenit 1단/2단, Block DM-SL 상단, 그리고 위성탑재부로 구성된다. 그림 2는 Zenit-3SL의 기본 구성을 보여주고 있다.

Zenit-3SL의 처음 두 단은 우크라이나의 KB Yuzhnoye에서 제작된 것이다. 본래 이들은 군사 위성들을 매우 빠른 시간 안에 재배치시키기 위해 개발된 것으로서 강건성, 조작의 용이성, 빠른 반응시간 등이 디자인에 반영된 것이다. 고 자동화 발사 시스템을 장착하고 있어 소수의 인원만으로도 조작이 가능하다. 첫 발사는 1985년에 카자흐스탄에서 실시되었으며, 1998년에 이르기까지 총 31번의 발사시도에서 26번의 성공을 기록하였다. Block DM-SL은 Zenit-3SL의 상단을 구성한다. Block DM-SL은 러시아의 RSC Energia에서 제작되었으며 프로톤(Proton) 발사체의 네 번째 단으로 사용되어진 바 있으며 103번의 발사 시도에서 98번을 성공한 경험을 가지고 있다. 위성탑재부는 다양한 위성 및 페어링 개발 경험을 가진 보잉사에서 제작한 것이다.

그림 2에 나타난 바와 같이 발사체의 1단/2단과 상단, 그리고 위성탑재부의 직경이 서로 다른 것을 알 수 있다. 이는 별도의 개발이나 제작과정 없이 기존 시스템을 활용하여 단시간에 경제적으로 발사체를 개발하였음을 의미한다.

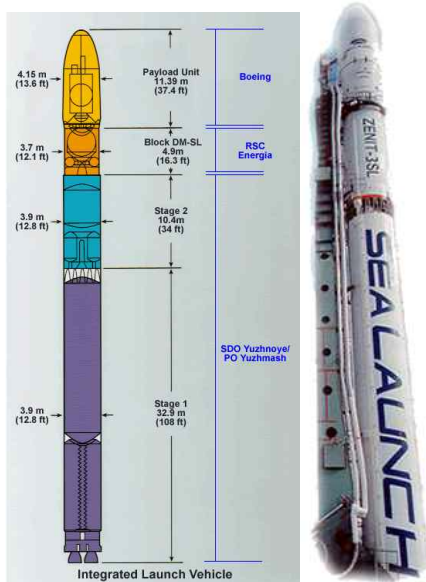


그림 2. Zenit-3SL 발사체

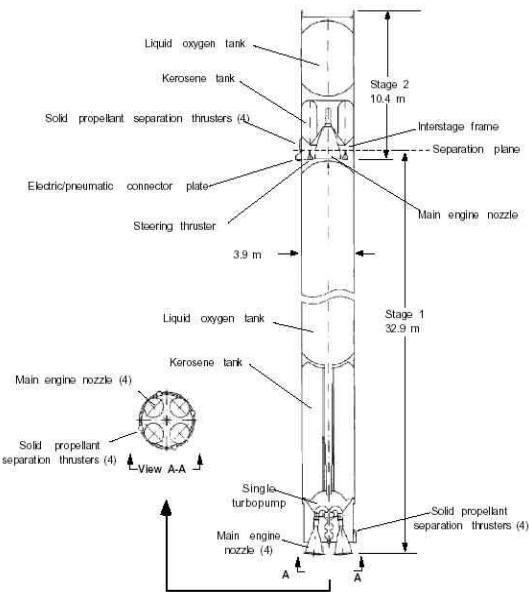


그림 3. Zenit 1단 및 2단 부 형상

2.2.1 Zenit 1단

그림 3에 나타난 바와 같은 1단의 기본적인 구조는 고인장 알루미늄으로 만들어졌다. 1단에 사용된 RD-171 엔진은 액체산소와 케로신을 추진제로 한다. 액체산소 탱크는 볼록한 케로신 통의 위쪽에 위치하고 있다. 단일 터보펌프는 네 개의 추력챔버에 연료를 공급하며, 네 개의 독립 김발

형 노즐들은 1단이 추진 동안에 방향제어를 수행한다. 1단과 2단의 분리는 1단의 하단부 위치한 고체연료를 앞으로 발사하는 것에 의해 이루어진다. 1단은 약 2분 30초간 동작한다.

2.2.2 Zenit 2단

2단 역시 고인장 알루미늄으로 만들어져 제작되었으며, 역시 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하고 있다. 환상체 형태의 케로신 탱크가 돔형 실린더 형태의 액체산소 통 아래에 위치한다. 한 개의 RD-120 엔진 노즐에 의해 구동된다. 2단은 약 6분간 연소된다.

2.2.3 Block DM-SL 상단

그림 4에 나타난 바와 같이 Block DM-SL은 알루미늄 표피로 둘러싸인 가로보 구조물에 장착되며 항공 전자장치들은 Block DM-SL의 앞쪽 끝부분에 위치한 도넛형 베이에 장착된다. Block DM-SL은 한 임무 동안 일곱 번의 재시동 능력을 가진다. GTO(Geostationary Transfer Orbit)로의 직접 진입은 물론 LEO(Low Earth Orbit) 주차궤도를 거쳐 GTO로 진입시키는 간접방식 모두를 지원한다.

상단의 추진 능력은 11D58M 엔진에 의해 얻어지는데 역시 액체산소와 케로신을 추진제로 한다. 케로신은 주 엔진 터보펌프를 둘러싼 도넛형 탱크에 저장되며 액체산소는 케로신 탱크 위쪽의 구형탱크에 저장된다. 11D58M 엔진은 단일 김발형 노즐을 가지며 추진동안 방향제어를 수행한다. 무 추력 자유비행 동안의 Block DM-SL의 3축 안정화는 두 개의 자세제어 엔진을 통해 이루어진다. 각각의 엔진은 군집화된 다섯 개의 노즐을 가지며 주 엔진 노즐의 측방향에 위치한다. 자세제어는 자동점화성 로켓추진제 N₂O₄ 와 MMH (MonoMethyl-Hydrazine)를 사용한다.

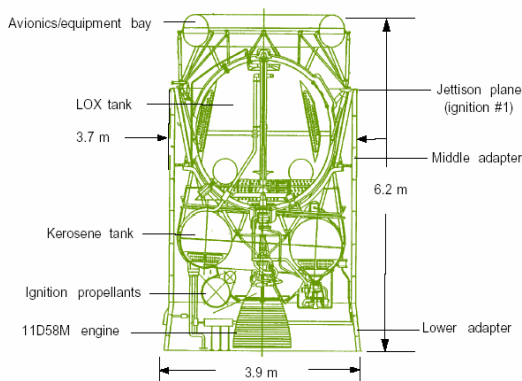


그림 4. 상단(Block DM-SL) 형상

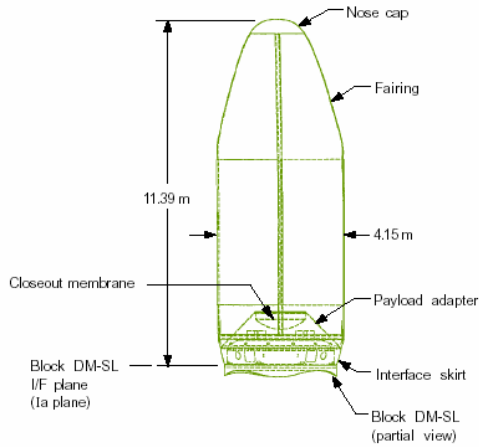


그림 5. 위성탑재부 형상



그림 6. 조립관제선과 발사플랫폼

2.2.4 위성탑재부

위성탑재부는 위성, 위성분리를 위한 어댑터, 인터페이스 덮개(Interface Skirt), 탑재체 페어링과 비행장치 등으로 구성된다. 탑재체 페어링, 어댑터, 인터페이스 덮개와 위성은 모항에서의 프로세싱 동안 그림 5와 같이 일체형으로 만들어져 조립관제선에 보내진다. 위성탑재부는 조립관제선의 조립장에서 발사체와 함께 조립된다. 위성탑재부 인터페이스 덮개는 Block DM-SL의 인터페이스 링에 맞추어지며 인공위성은 도넛형의 설치대 안에 장착된다. 선두 캡 부분에서 상단의 인터페이스 덮개까지의 길이는 11.39m, 외부 직경은 4.15m, 내부 직경은 3.9m로서 매우 넓은 위성 적재 공간을 제공한다.

2.3 해상시스템

그림 6에 나타난 바와 같이 해상시스템은 로켓의 조립과 시스템 종합, 그리고 관제센터의 역

할을 하는 조립관제선(Assembly and Command Ship)과 조립된 발사체를 발사지점까지 운반하고 안정된 발사대로서의 역할을 수행하는 반 잠수 원유채굴 플랫폼을 개조하여 만든 발사플랫폼(Launch Platform)으로 구성된다.

2.3.1 조립관제선

그림 7에 보이는 조립관제선은 해상발사 운용을 위해 다음과 같은 네 가지 기능을 수행한다.

- 1) 발사체 조립, 프로세싱, 및 검사의 시설물로서의 기능
- 2) 발사지점에서 모든 운용과정을 감시하고 명령하는 발사통제센터로서의 기능
- 3) 발사체의 초기 상승과정에서의 추적기로서의 기능
- 4) 발사지점에서 또는 발사지점으로의 이동 동안 해상 및 발사 요원들의 숙식을 제공하는 기능

조립관제선은 해상발사의 독특한 요구요건에 부합하도록 설계되고 건조되었다. 이 선박의 길이는 거의 200m에 육박하며 30m의 폭을 가지며 약 34,000톤의 규모이다. 조립관제선이 포함하고 있는 주요 시설물들은 다음과 같다.

- 발사체 조립장
- 위성 프로세싱 작업장
- 발사통제센터 및 관람실
- 헬리콥터 격납고 및 이착륙장
- 숙박 및 편의시설

2.3.2 발사플랫폼

발사플랫폼은 조립된 발사체를 공해상의 발사 장소로 운반하고, 연료를 급유하며, 발사를 수행하기 위한 모든 시설을 포함하고 있다. 발사플랫폼의 구조도를 그림 8에서 볼 수 있다. 최종 조립된 발사체는 모항에서 발사플랫폼으로 옮겨지

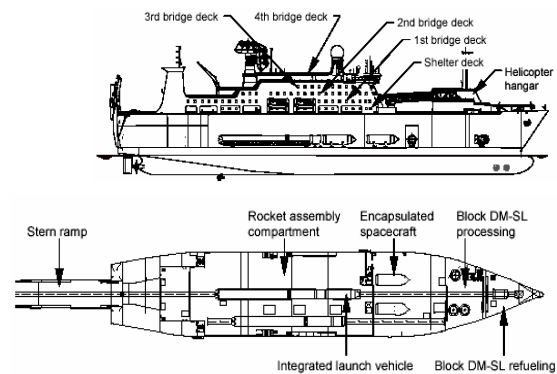


그림 7. 조립관제선

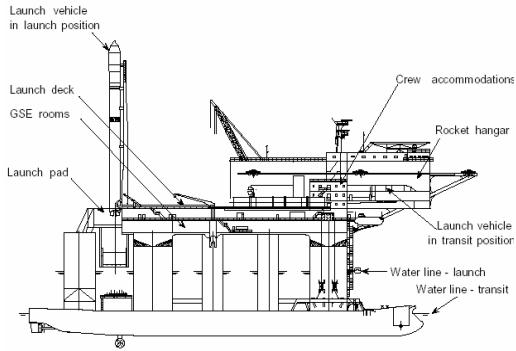


그림 8. 발사플랫폼

며 발사대 갑판위의 밀폐된 격납고에 보관된 상태로 발사지점으로 이동한다. 발사플랫폼은 발사지로 이동하는 동안 승무원 및 발사대 요원들의 숙박을 담당한다.

발사플랫폼은 북해의 극단적인 환경하에서도 지속적으로 원유를 채취할 수 있을 만큼 안정적인 반 잠수식 원유 채굴선을 변형하여 건조되었다. 발사플랫폼은 두 개의 거대한 주교(Pontoon) 위에 올려진 쌍동선(Catamaran) 형태를 가진다. 발사플랫폼은 날개 네 개짜리의 프로펠러가 각각의 주교에 설치된 추진시스템으로 이동한다. 각 추진시스템은 디젤엔진에 의해 발생하는 전력을 이용하여 3,000마력 급의 네 개의 직류모터를 통해 추진한다. 발사플랫폼의 길이는 주교부분이 약 133m이고 발사갑판의 면적은 78x66.8m²이다. 발사플랫폼의 총 톤수는 30,100톤이다.

2.4 발사체의 이동

조립관제선 조립장에서 발사플랫폼 격납고로의 발사체의 이동은 이들 선박들이 발사지점으로 떠나기 직전에 수행된다. 이와 동시에 발사플랫폼으로의 로켓연료의 이동 및 저장이 수행된다. 안전한 이동을 위해 다음과 같은 순서로 이동한다.

- 1) 발사플랫폼의 앞쪽과 조립관제선의 후미가 직선상에 정렬하도록 정박시킨다(그림 9 참조). 조립관제선 후미의 Stern Ramp를 발사플랫폼에 연결한다.
- 2) 조립관제선의 Stern Ramp 위로 레일을 이용하여 발사체를 이동시킨 후 발사플랫폼의 기중기를 이용하여 발사플랫폼 발사갑판위의 발사대 차량까지 수평상태로 들어올린다(그림 10 참조).

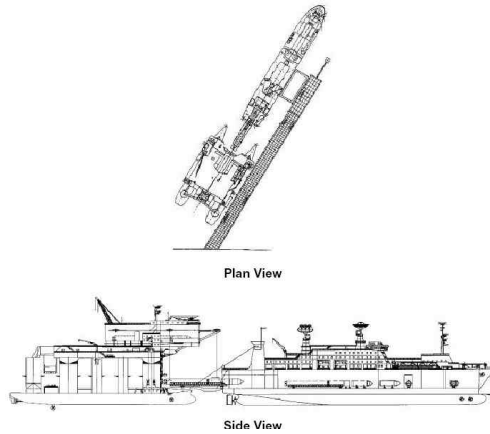


그림 9. 발사체 이동시 선박들의 정박 상태

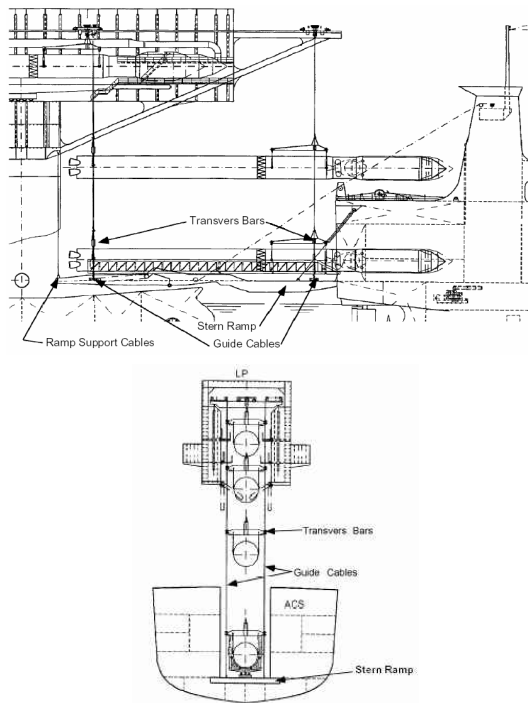


그림 10. 발사체 이동시 발사체 정렬상태

- 3) 발사체를 발사대 차량을 이동하여 격납고로 운반한다. 발사대 차량은 수직발사 시스템을 갖추고 있다.
- 4) 조립관제선과 발사플랫폼을 이탈시킨 후 출항 준비를 한다.

III. 발사지 운용

3.1 발사지 이동 동안의 운용

발사체는 발사지점까지의 이동 동안에 발사플랫폼 격납고내의 이동 수직발사대에 장착되어 수평상태로 보관된다. 조립관제선과 발사플랫폼이 발사지점으로 이동하는 동안에 발사를 위한 연습이 실시된다. 이 연습은 조립관제선의 발사 관련 요원들과 추적 시스템들(Selena-M 추적함, Lucy라고도 불리는 Altair 위성, 지상관제 시스템)을 포함한다. 발사플랫폼에서의 발사연습은 발사체가 격납고에 있는 상태에서 수행되며 발사 전 운용은 물론 위성 분리 및 Block DM-SL의 오염에 따른 회피기동까지의 발사 후 운용을 모두 모사한다. 이러한 운용들은 비상상황에서의 대처까지를 포함한다.

3.2 발사지점에서의 운용

발사위치에서 발사플랫폼은 이동모드에서 발사모드로 전환된다. 발사 지원을 위한 요원들의 왕래가 용이하도록 조립관제선과 발사플랫폼을 나란히 정박시키고 교각으로 연결한다. 발사모드는 더 안정적인 플랫폼을 제공하기 위한 것으로서 발사플랫폼은 22.5m의 깊이로 반 잠수하게 된다. 이때 발사플랫폼의 수평오차는 1도 이내로 유지된다. 부력조절 탱크는 주교와 플랫폼 기둥의 아랫부분에 위치한다. 각 주교에 세 개씩 총 여섯개의 부력 조절 펌프를 이용하여 부력을 조절한다. 발사는 평균 유효과도가 2.5m이내인 경우에만 시행된다. 이러한 발사 가능 상황은 발사예정시점보다 최소 17시간 전에 이루어진다.

마지막 인공위성의 "최종 실제(Hands-on)" 운용 (즉, Ordnance arming, 단 분리와 발사를 위한 파이로 신관의 사용 가능상태)이 이루어지며, 점검을 위해 열어두었던 위성탑재부 페어링의 해치들은 잠금 상태가 된다. 발사관리 요원과 고객은 발사여부를 투표하고 발사승인이 떨어지면 발사체는 격납고에서 발사대로 옮겨진다.

격납고 해치들이 열리고 발사대로의 Zenit-3SL의 자동이동이 개시된다. 발사체가 발사대로 이동함에 따라 전기, 공압, 유압 및 추진제 라인들

이 자동으로 연결된다. 발사대에서 발사체는 수직인 상태로 위치하기 위해 회전한다. 회전에 앞서, 이동식 냉각공기 공급 장치는 발사대의 냉각공기 공급 장치로 전환된다. 이와 동시에 발사플랫폼 책임자와 발사대 지원 요원들은 발사플랫폼을 떠나 조립관제선으로 이동한다. 조립관제선은 발사플랫폼으로부터 약 5km 떨어진 위치에 자리를 잡는다. 이러한 조립관제선의 관제위치화는 발사 15시간 전에 이루어진다.

발사 시스템 제어와 발사플랫폼 안정화 시스템 제어의 전환과 입증 시작된다. 발사체 연료 공급 시스템의 초기 정화 및 냉각 작업이 시작되고 마지막 준비가 완료된다. 제어계통의 이전 및 발사 전 모든 검사들이 종료되고 입증되었을 때, 남아있던 발사플랫폼과 발사대 운용 요원들은 로켓에 연료 공급을 시작하기 전에 소개된다. 이제 발사플랫폼은 무인상태로 존재하며 모든 주요 시스템들은 조립관제선에서 원격으로 제어된다. 잔여요원들의 철수는 예정 발사시간으로부터 약 3 내지 5시간 전에 실시된다.

Zenit 로켓의 1단 및 2단에의 액체산소와 케로신 급유와 Block DM-SL 상단에의 액체산소 급유는 발사 예정시간으로부터 약 2.5시간 전부터 시작하여 20분 전에 완료된다. 수직발사대는 해수면 위치까지 하강하며 격납고의 모든 해치들을 닫는다. 연료공급선들은 절단되기 전에 완전히 비워지고 질소로 채워진다.

3.3 발사 운용

마지막 발사 순서가 시작된다. 발사플랫폼에 대한 배출가스 충격과 음향학적 효과를 최소화하기 위해 화염 편향판에 엄청난 양의 신선한 물을 뿌어준다. 물의 공급은 발사 5초전에 시작된다. 발사 3초전에 1단을 점화시킨다. 발사 추력을 얻기 위한 주 엔진의 점화가 발사체에 탑재된 제어 시스템에 의해 엔진 파라미터들의 입증 완료되는 0초 직 후에 수행된다.

Zenit-3SL은 1단 기저부에 위치한 클램프에 의해 고정되어 있다가 1단 엔진이 정상적으로 동작하고 유효추력의 50%가 확보되는 순간에 풀린다. 엔진 파라미터들의 입증이나 클램프의 열림이 성공적으로 이루어지지 않는 경우 이륙에 앞서 탑재컴퓨터에 의해 추력이 자동 종료된다.

발사취소는 이미 정의된 규정에 의거하여 수행된다. 발사 취소는 발사체의 안정화, 연료의 배출 및 재사용을 위한 발사플랫폼으로의 저장을 포함하는 제어가 가능한 모든 이벤트를 포함한다. 발사 취소시 발사체는 수평상태로 발사플랫폼 격납

고에 다시 보관되며, 발사를 재시도할 것인지 또는 모항으로 돌아갈 것인지에 대한 결정이 있기 전까지 위 상태를 유지한다.

IV. 발사 후 운용

Zenit-3SL의 발사 후 위성의 목적궤도(통상 GTO)로의 진입과정은 지상발사장에서 이루어지는 통상적인 발사와 동일하게 이루어진다. 따라서 본 특집에서는 발사 후 운용에 관한 구체적인 과정에 대한 기술은 생략하고 Sea Launch사에 의해 실시된 발사사례들과 최근에 실시된 Inmarsat-4의 발사임무만을 예시한다.

4.1 총 발사 사례

Sea Launch사는 연평균 6회의 발사를 목표로 하고 있다. 2005년도 4회의 발사를 성공함으로써 점차 목표에 접근해가는 추세이다. 2005년 말까지 실시된 발사사례들을 정리하면 다음과 같다.

- 1) Inaugural Launch - March 27, 1999
- 2) DirecTV - October 9, 1999
- 3) ICO - March 12, 2000
 - 질량 2,750 kg (6,050 lb)급 ICO F-1 통신위성을 진입시키는 과정에서 2단 추진동안 비정상이 발생하여 궤도에 이르지 못하고 비행이 종료된 바 있음
- 4) PAS-9 - July 28, 2000
- 5) Thuraya-1 - October 20, 2000
- 6) XM-1 - March 18, 2001
- 7) XM-2 - May 8, 2001
- 8) Galaxy IIIC - June 15, 2002
- 9) Thuraya-2 - June 10, 2003
- 10) EchoStar IX/Telstar 13 - August 7, 2003
- 11) Galaxy XIII/Horizons-1 - September 30, 2003
- 12) Telstar 14/Estrela do Sul 1 - January 10, 2004
- 13) DIRECTV 7S - May 4, 2004
- 14) Telstar 18 - June 28, 2004
- 15) XM-3 - February 28, 2005
- 16) Spaceway 1 - April 26, 2005
 - 질량 6,080kg(13,376lb)의 역사상 최대 중량의 위성발사 성공
- 17) Intelsat AmericasTM-8 - June 23, 2005
- 18) Inmarsat-4 - Nov. 8, 2005

4.2 Inmarsat-4의 임무사례

EADS Astrium에 의해 제작된 5,958 kg (13,108 lb)급 Inmarsat-4 위성은 수명연한 13년의 Eurostar 3000 모델의 Inmarsat의 4세대 통신위

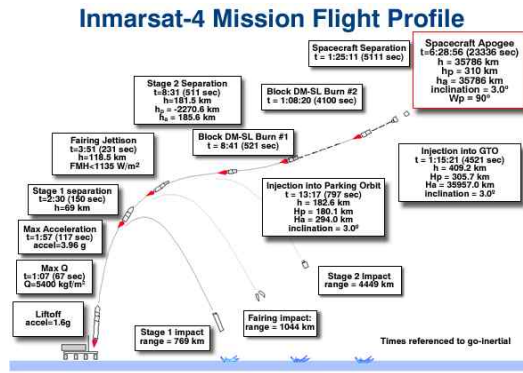


그림 11. Inmarsat-4의 비행 프로파일

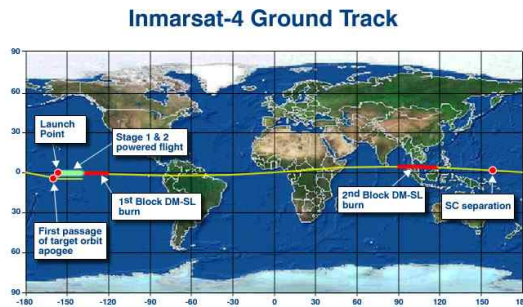


그림 12. Inmarsat-4의 지상 투영 비행궤적

성으로 인터넷과 인트라넷, 그리고 비디오, 비디오 컨퍼런스, 전화, Email 등을 지구정지궤도에서 50MB/s의 전송율을 가지고 서비스 할 목적으로 발사되었다.

서경 53도의 최종 지구정지궤도에 안착시키기 위해 Zenit-3SL은 적도의 서경 154도에 위치한 발사지로부터 GTO로의 진입을 위해 발사되었다. 비행시 이벤트 발생시점을 요약하면 다음과 같다.

- L = 0:00:00 이륙
- L + 0:02:30 1단 분리
- L + 0:03:51 탑재체 페어링 분리
- L + 0:08:31 2단 분리
- L + 0:08:41 Block DM-SL 첫 번째 점화
- L + 1:08:20 Block DM-SL 두 번째 점화
- L + 1:25:11 위성분리
- L + 1:50:00 위성으로부터의 신호 수신

수직평면에서의 위성분리까지의 비행 프로파일은 그림 11과 같으며, 지상에서 추적된 궤적은 그림 12에 나타내었다. 위성분리 이후 Inmarsat-4의 원지점에 위치할 때까지의 임무 프로파일은 그림 13과 같다.

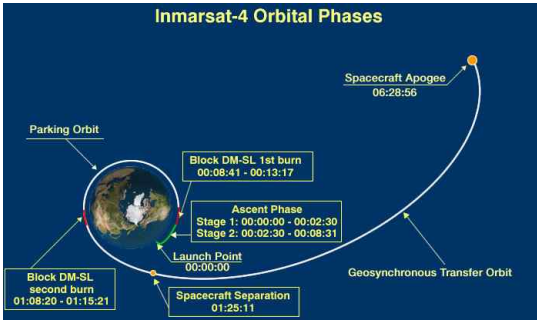


그림 13. Inmarsat-4의 GTO 궤도천이

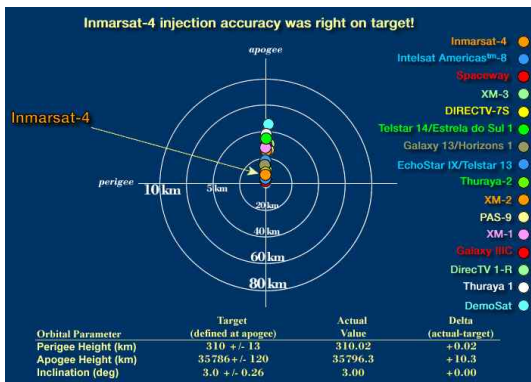


그림 14. Inmarsat-4의 궤도진입 정확도 비교

Inmarsat-4의 궤도 진입 정밀도 역시 역대의 임무사례들 중에서 매우 정밀한 경우에 속한다. 타 임무사례들과의 궤도 진입 정확도 비교를 그림 14에 나타내었다. 이 그림으로부터 Sea Launch사에 의해 발사된 인공위성들의 궤도 진입 정확도는 시간이 지날수록 정밀해지고 있음을 알 수 있다.

V. 결 론

개발 태동기에 접어든 우리나라의 발사체 기술은 Sea Launch사가 보유하고 있는 기술에 크게 미치지 못하고 있고, 조립관제선과 발사플랫폼과 같은 정밀 해상시스템을 구축에 따르는 기술적 어려움이나 운용에 따르는 경제적 부담 또한 만

만치 않을 것이다. 이러한 관점에서 아직까지는 해상발사 시스템의 국내 독자적 구축은 현실적이지 못하다.

그러나 우리나라는 지리적으로 중위도에 위치하고 있어 인공위성 발사에 비교적 부적합하며, 국내 및 주변국의 안전 확보 및 정치적 문제 등에 기인하여 발사방위각이 크게 제한되고 있는 실정이다. 이러한 지정확인 문제점들은 해상발사를 통해 대부분 해결될 수 있음은 이미 앞에서 살펴본 바와 같다. 향후 중대형급 상업용 위성과 군사위성의 국내 발사소요가 크게 증가할 전망이므로 해상발사 시스템과 같은 다양한 발사시스템 구축에 대해 관심을 가질 필요가 있다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 “소형위성 발사체 (KSLV-I) 개발 사업 (I)”의 과제의 연구비 지원으로 이루어졌습니다. 연구비 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Special Report: Trends in Space Launch Services : Globalization and Commercial Development, Commercial Space Transportation, 1996.
- 2) The Space Launch Industry Recent Trends and Near-Term Outlook, Futron Corporation, 2001.
- 3) Sea Launch사 인터넷 홈페이지 (<http://www.sea-launch.com/index.html>).
- 4) Environmental Assessment for the Sea Launch Project, ICF Kaiser Consulting Group, 1999.
- 5) L. M. Cashin, Lessons from Sea Launch, Report AU/ACSC/039/2001-04, 2001.
- 6) M. S. Smith, Space Launch Vehicles: Government Activates, Commercial Competition, and Satellite Exports, Congressional Research Service, 2003.