

《主 題》

무궁화 위성 발사체 시스템  
- Launch Vehicle System for KOREASAT -

조 광 래\*·노 응 래\*·이 규 종\*\*  
(\*한국항공우주연구원, \*\*한국통신)

□ 차 례 □

- I. 서론
- II. 지구정지궤도와 상용 위성 발사체
- III. 델타 II 위성 발사체 시스템
- IV. 무궁화 위성 발사 임무 분석
- V. 결론

I. 서론

무궁화 위성(KOREASAT) 시스템은 2개의 지구정지궤도 위성으로 구성되며, 적도면의 동경 116°에 위치하여 한반도에서 약 10년동안 방송 및 통신 임무를 수행하게 된다. 지상에서 제작된 무궁화 위성은 미국 맥도넬 더글라스의 델타 II 7925 발사체에 의해 지구정지 전이궤도에 올려지는데, 2개의 주위성(KOREASAT-1)과 예비위성(KOREASAT-2)은 금년 7월과 12월에 발사될 예정이다.

이 글에서는 무궁화 위성 발사 임무와 관련하여, 2절에서 상용 지구정지궤도 위성 발사체의 성능 비교 및 개략적인 발사임무를 기술하였고, 3절에서 무궁화 위성 발사체로 선정된 Delta II 발사체 시스템의 제원 및 성능, 비행환경을 기술하였고, 4절에서는 무궁화 위성 발사 임무의 분석 결과를 기술하였다.

II. 지구정지궤도와 상용 위성 발사체

1. 지구정지궤도

지구동기궤도(Geosynchronous Orbit)는 궤도주기가 지구의 자전주기인 23시간 56분과 같은 위성궤도를 말한다. 위성의 궤도주기는 장반경의 함수이며, 장

반경이 42164 km 일 경우 이 조건이 만족된다. 지구동기궤도는 경사진 타원궤도일 경우도 있는데, 이 경우 지표면상에 "8"자의 형태로 궤적이 나타난다.

지구정지궤도(GEO: Geostationary Orbit)는 지구동기궤도에서 이심률과 경사각이 0 deg 인 특별한 경우에 해당한다. 따라서 지구정지궤도는 적도상의 원궤도이며, 궤적은 지표면상의 주어진 경도에서 한점으로 나타난다. 이 궤도에 있는 위성은 지상에 있는 관측자에게는 밤과 낮의 구분없이 하늘의 공간에 고정된 것처럼 보이기 때문에 전파를 송수신하기 위해 안테나를 움직일 필요가 없으며, 하나의 위성으로 약 10년의 수명동안 고정된 지역에 계속적으로 서비스를 제공할수 있어, 현재 방송 통신위성의 궤도로 주로 사용된다. 또한 일정지역을 계속적으로 관측할수 있기 때문에 기상 위성의 궤도로도 사용된다. 지구정지위성의 반경은 지구반경의 6.61배에 해당하는데, 이 경우 3개의 위성으로 고위도 지역을 제외한 지구 전 지역이 관측되므로 국제 통신위성의 궤도로도 적합하다. 그림 1 은 지구정지궤도를 나타낸다.

지구정지궤도의 유용성은 1949년 A. C. Clark 에 의해 발표되었는데, 1963년 Delta 발사체에 의해 이 궤도에 최초의 통신위성 Syncom 2이 발사되었고, 1965년부터 최초의 상용 통신위성인 INTELSAT 에 의해

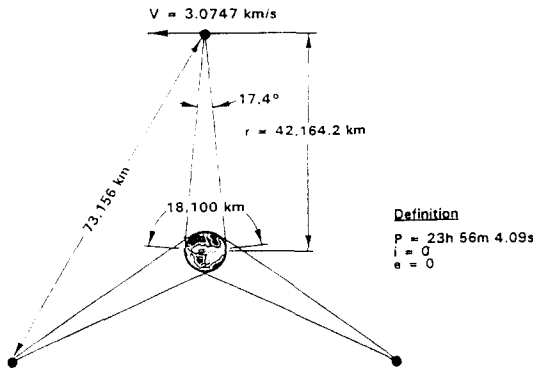


그림 1. 지구 정지 궤도

국제적인 위성 통신이 시작되었다.

2. 상용 위성 발사체

위성발사체는 크게 소모성 위성 발사체(Expendable Launch Vehicles)와 우주왕복선(Space Shuttle)으로 구

분할수 있다. 우주왕복선은 유인 발사체이며 고체 로켓 부스터(SRB)와 궤도선(Orbiter)은 재사용이 가능하도록 되어 있으며, 화물 운반 능력이 우수하다. 소모성 위성 발사체는 일반적으로 3단으로 구성되며, 로켓 연소가 끝나면 분리하여 버리므로 매번 발사 때마다 시스템을 새로 제작해야 하는 단점이 있다.

그러나 우주왕복선의 궤도는 고도 수백 km 이므로, 지구정지 전이궤도에 위성을 진입시키기 위해서 다른 소모성 발사체-상단 추진 시스템(IUS) 또는 페이로드 보조 추진 시스템(PAM)-을 이용하여야 하고, 화물 운반 능력이 크기 때문에 여러개의 위성을 동시에 탑재한다. 따라서 단독 임무를 위해 위성을 발사할 경우 비용 및 효율성 측면에서 소모성 다단 발사체가 우수하기 때문에, 대부분의 상용 지구정지위성들은 소모성 발사체를 이용하고 있으며, 이러한 발사체에는 미국의 델타 II, 아틀라스 II, 타이탄 III, 유럽의 아리안 4, 중국의 장정 3, 러시아의 프로톤, 일본의 H-2 발사체 등이 있다. 이러한 발사체의 이륙중량 및 성능에 대한 비교가 표 1 에 있다.

표 1. 대형 상용 위성 발사체의 성능 비교

발사체	국가	발사장	총중량	위성발사능력 (지구정지전이궤도) (ton)	추정가격 (1990\$)
Delta II 6925	미국	Cape	218	1.4	\$45-50M
7925		Canaveral	230	1.8	
Atlas I	-	Cape	164	2.2	\$65-75M
II		Canaveral	187	2.6	\$70-80M
IIA			187	2.8	\$80-90M
IIS			234	3.5	\$110-120M
Titan II	-	Cape Canaveral	680	5.0	\$130-150M
Arian 40	유럽	Kourou	240	1.9	\$60-70M
42P			339	2.6	\$62-72M
44P			358	3.0	\$65-75M
42L			400	3.2	\$85-95M
44LP			420	3.7	\$90-100M
44L			470	4.2	\$110-120M
5			710	6.8	\$100-110M
Long March 3	중국	Xichang	202	1.5	\$33M
3A			240	2.5	
2E			464	3.3	\$40M
Proton SL-12	러시아	Tyuratam	705	5.5	\$35-70M
H-2	일본	Tanegashima	264	4.0	\$100-120M

### 3. 지구정지궤도 투입 발사임무

소모성 발사체에 의해 지구정지궤도에 위성을 진입시키는 과정은 크게 발사체 궤도, 전이 궤도, 원지점 모터 기동, 드리프트 궤도 페이즈로 나눌수 있다. 미국의 Cape Canaveral에서 발사된 위성의 개략적인 임무궤도가 그림 2 에 있다.

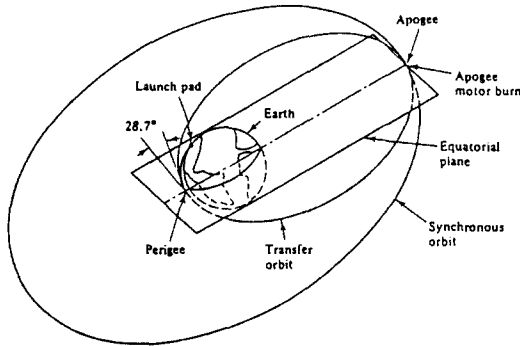


그림 2. 지구정지궤도 투입 발사임무

발사체 궤도는 이륙부터 지구정지 전이궤도(GTO : Geosynchronous Transfer Orbit)의 근지점에 위성을 투입하기까지의 비행구간을 말하며 약 25 분 정도의 비행시간이 걸린다. GTO 임무의 발사체는 일반적으로 지구의 자전 방향과 같은 동쪽으로 발사된다. 이와 같은 이유는 정동으로 발사할 경우 GTO의 경사각을 발사장의 위도와 같은 최소값으로 할수 있으며, 관성 공간에서의 초기 속도 이득을 최대로 활용할수 있기 때문이다. 3단으로 구성된 발사체의 경우, 일반적으로 GTO에 도달하기전에 2단 연소후 대기권을 벗어나 주차궤도( Parking Orbit )에 도달하는데, 185 km 의 원궤도를 많이 이용한다. 주차궤도에서 약 15분간 무추력 궤도비행을 통하여 적도근처에 도달하게 되는데, 여기에서 발사체의 최종단이 점화되어 위성은 GTO에 진입하게 된다. GTO의 특징은 원지점고도는 지구정지궤도의 고도 근지점고도는 주차궤도의 고도 경사각은 발사점의 위도와 비슷하며, 원지점과 근지점은 적도면상에 있게 된다.

발사체에서 분리된 위성은 타원궤도인 GTO를 여러번 비행하는 동안, 원지점이 위성의 투입 경도에 근처에 도달하게 되는데, 이 기간동안 지상국에 의해 궤도 및 자세 결정, 위성의 자세 변환 등이 이루어진다. 전이궤도의 원지점에서 위성은 원지점 모터(AKM : Apogee

Kick Motor)를 연소시킴으로써 타원궤도인 GTO의 근지점고도를 높히는데, 원궤도인 GEO의 궤도요소와 거의 비슷하지만 주기가 약간 다른 드리프트 궤도(Drift Orbit)가 되도록 한다. 이 궤도에서 위성은 약 15일동안 비행하게 되고, 위성을 원하는 경도에 정확하게 투입하기 위해 위성의 추진기를 사용한 궤도 획득 기동이 수행된다.

## III. 델타 II 위성 발사체 시스템

### 1. 소 개

델타(Delta) II 위성 발사체는 미국의 맥도넬 더글라스(MD : McDonnell Douglas)사에 의해 제작되고, 발사 서비스가 이루어지는 대형 위성 발사체이다. 델타 위성 발사체는 1950년 중반에 미 공군이 수행한 Thor 중거리 탄도 미사일의 기술을 이용하여, NASA 와 Douglas Aircraft Company(현재의 MD)가 발사체로 개발함으로써 시작되었다. 델타 발사체는 1960년 첫 발사후 위성 발사 성능의 향상에 대한 요구를 만족시키기 위해 계속적으로 성능개선이 이루어지고 있는데, 현재 사용되고 있는 성능이 가장 우수한 모델은 델타 II 7925이다.

델타 II 발사체는 1986년 우주왕복선 챌린저호의 폭발사고로 미국방성이 NAVSTAR GPS(Global Positioning System) 위성을 궤도에 올릴수 있는 소모성 발사체 MLV(Medium Launch Vehicle)로 MD의 델타 II를 선정함으로써 개발되기 시작하였다. 델타 II의 초기 버전은 6925이며 델타 발사체 3920/PAM 모델을 성능 향상시킨것인데, 델타 3920/PAM보다 더 큰 위성을 탑재할수 있도록 9.5 ft 페어링을 채택하였고, 1단 성능을 높이기 위해 추진체 탱크의 길이를 3.66 m 늘렸으며, 성능이 향상된 고체 로켓 부스터 Castor IVA를 채택하였다. 델타 II 7925 발사체는 6925의 고체 로켓 부스터를 경량의 그라파이트 에폭시 모터(GEM)로 대체하였고, 1단 엔진의 팽창비를 8 : 1 에서 12 : 1 로 늘렸다.

델타 발사체는 1960년부터 1990년까지 186기가 발사되었으며, 델타 II 발사체는 현재까지 41개의 위성을 모두 성공적으로 궤도에 진입시켰다. 델타 II 발사체는 현재 GPS 위성의 발사체로 이용되며 24개의 위성을 궤도에 진입 시켰고, NASA의 과학실험용 위성 및 세계 여러 나라의 상용위성 발사에 이용되고 있다.

### 2. 구성 및 제원

델타 II 발사체는 4개의 숫자에 의해 형상을 나타내는데, 첫째 숫자는 1단 엔진 및 보조부스터의 종류, 두번째는 보조부스터의 갯수, 세번째는 2단 엔진의 종류, 네번째는 3단의 종류를 나타낸다. 현재 사용되

고 있는 형상은 첫째의 경우 6 또는 7, 둘째의 경우 9, 셋째의 경우 2, 넷째의 경우 0 또는 5가 되어 모두 네 개 조합이 만들어지는데, 6920 또는 7920 은 2단 발사체를 나타내며, 6925 또는 7925 는 STAR 48B 모터를 사용한 3단 발사체를 나타낸다.

부공간화 위성의 발사체에는 3단의 Delta II 7925 발사체를 이용하며 그림 3과 같이 구성된다. 전체길이는 38.2 m, 이륙중량은 약 230 ton, 이륙 추력은 2660 kN 이며, 각단의 제원은 표 2와 같다.

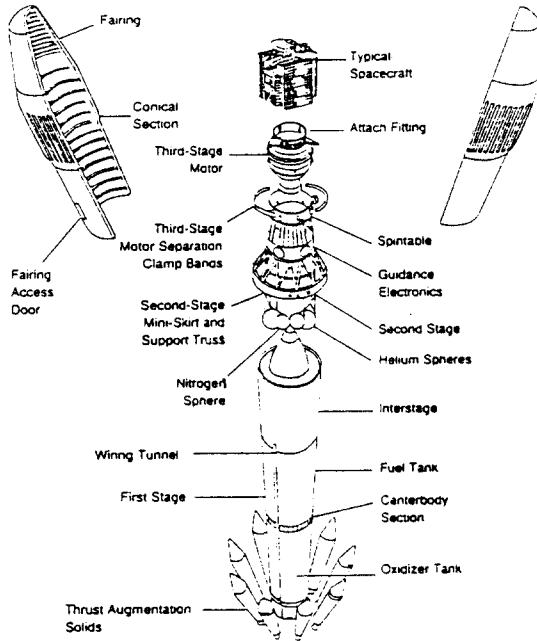


그림 3. Delta II 7925 발사체의 구성

### 2.1. 1단

1단에는 Rocketdyne RS-27 주엔진과 2개의 Rocketdyne LR101-NA-11 버니어(Vernier) 엔진, 9개의 고체 추진제 모터가 있다. RP-1 연료탱크와 액체 산소 탱크는 원통형 Isogrid 구조로 되어있다. 이 두개의 탱크는 중심부(center body section)에 의해 나누어지는데, 여기에는 제어 전자부, 사이클스 장비, 텔레메트리 시스템이 들어있다.

RS-27 은 한번 점화 가능하고, 액체 이원 추진제 방식의 로켓 엔진이며, 추력은 해면에서 약 921 kN에 이른다. 2개의 버니어 엔진은 주엔진 연소중에 롤제어를 수행하며, 주엔진 연소후에서 1단/2단 분리전까지 자세제어를 수행한다.

추력 증강은 9개의 고체 추진제 로켓 모터를 이용하며, 6개는 이륙시에 점화되고 나머지 3개는 비행중에 점화된다. 각속도 사이로가 1단의 중심부 상단에

표 2. Delta II 7925 발사체의 제원

	고체 로켓 부스터	1단	2단	3단
길이 (m)	12.9	26.1	5.97	2.04
직경 (m)	1.0	2.44	2.44	1.25
총 질량 (kg)	12981 (GL) 13063 (AL)	101714	6982	2141
엔진 / 모터	GEM	RS-27/C	AJ10-118K	Star-48B
제작사	Hercules	Rocketdyne	Aerojet	MTI
갯수	9	1	1	1
추진제	HTPB	LOX/RP1	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /A-50	HTPB
추진제 질량 (kg)	11702 ea	95776	6063	2009
추력 (N) 해면	439 K ea	894 K	-	-
진공	493 K ea	1054 K	43 K	67 K
비추력(sec) - 해면	245.7	255.6	-	-
진공	273.8	301.8	319.4	292.6
연소시간 (sec)	63	265.4	439.7	87.1
팽창비	8.29	12:1	65	54.8

있는데, 델타 3920/PAM 발사체에 비해 길어진 탱크 및 큰 페어링 형상에서도 안정성 여유를 확보하기 위해 채택되었다.

**2.2. 중간단(Interstage)**

델타 중간단은 1단의 상단에서 2단의 미니스커트(Miniskirt)까지를 연결한다. 길이 4.72 m의 원통형 Isogrid 구조로 되어 있으며, 2단·3단·위성으로부터의 하중을 1단에 전달하는 역할을 한다.

**2.3. 2단**

2단은 재점화 가능한 Aerojet AJ10-118K 엔진을 사용하는데, N2O4(Nitrogen Tetroxide)와 Aerozine-50의 저장 가능한 추진제를 이용한다. 탱크 가압을 위해 액체 헬륨을 사용하며, 질소 개스 제트 시스템은 자유(Coast) 비행동안의 자세제어 및 추력 비행 동안의 롤 제어를 담당한다. 유압에 의해 작동되는 짐발은 추력 비행동안 피치 및 요 제어를 수행한다.

2단의 전방 기체부에는 유도 제어 장비가 있는데, 1·2단 비행중의 유도 시이퀀싱 및 안정화를 담당한다. 델타 관성 유도 시스템(DIGS)는 스트랩다운의 순수한 관성 시스템인 DRIMS(Delta Redundant Inertial Measurement System)과 Delco의 유도 컴퓨터 GC(Guidance Computer)로 이루어진다. DRIMS 는 세개의 동조 자이로(DTG : Dry Tuned-rotor Gyro), 네개의 가속도계 및 전자 회로부터 구성된다. DRIMS 에서 출력된 데이터는 GC에 의해 처리되어 자세 및 항법 계산이 이루어진다. 또한 GC는 미리 프로그램된 시이퀀싱 명령을 수행하며, 추력 및 자유 비행동안의 자세 안정화를 위해 제어 명령도 계산한다. 1단 및 2단에 위치한 전자회로부는 GC에서 명령을 받아 엔진 짐발을 위한 서보 앰프 및 제어 제트(버니어 개스 제트)를 위한 스위치 앰프의 작동을 담당한다.

1단 및 2단의 직류전원은 배터리에 의해 제공되는데, 유도 제어 Ordnance 엔진 시스템을 위해서는 별도의 배터리를 사용하며, 계측 및 비행 중단 시스템은 같은 배터리를 사용한다. 또한 델타 발사체는 텔리메트리 및 비행 안전성을 위한 추적(Tracking)시스템을 갖추고 있다.

**2.4. 3단**

3단의 추진기관은 Thikol Star 48B 고체 로켓 모터를 사용한다. 3단의 하단은 스피ن 테이블로 2단의 유도 제어부 위에 연결되며, 상단은 PAF(Payload Attach

Fitting)를 이용하여 위성체를 지지하도록 되어있다.

3단은 자세 제어 시스템을 갖고 있지 않아 롤 회전 안정화 방식을 이용하는데, 2단의 최종 연소가 끝나면 스피ن 로켓에 의해 3단/위성 결합체가 회전하기 시작된다. Ordnance 시이퀀싱에 의해 순서대로 2단/3단 단분리, 3단 모터 점화, 3단/위성 단분리가 이루어진다. 회전안정화 방식에서 일어나는 원추운동(Coning)을 억제하기 위해 NCS(Nutation Control System)를 이용하며, S-밴드의 텔리메트리를 갖고 있다.

**2.5. 위성 페어링**

페어링은 발사체가 대기권을 비행하는 동안 버펫팅(Buffeting)과 공력 가열로부터 위성을 보호해주는 역할을 한다. 페어링은 2단 연소중에 분리하는데, 고도 125 km 이상에서 이루어진다.

델타 II 발사체는 직경 9.5 ft 및 10 ft 페어링을 사용할 수 있으며, 무궁화 위성에는 9.5 ft 페어링이 사용된다. 9.5 ft 페어링은 최대 직경 2.9 m, 길이 8.5 m, 질량 839 kg 이며, 알루미늄으로 제작되는데, 페어링의 내부는 위성에 전달되는 음향파를 흡수하기 위한 담요(blanket)로 덮혀있다.

**3. 위성 발사 성능**

표 3. Delta II 발사체의 성능( 9.5ft 페어링 )

	위성 질량(kg)	
2단 발사체	6920	7920
<input type="checkbox"/> 지구저궤도(LEO) · ESMC, i = 28.7 deg · 185 × 185km	3983	5039
<input type="checkbox"/> 지구저궤도(LEO) · WSMC, i = 90 deg · 185 × 185 km	2943	3819
<input type="checkbox"/> 태양 동기 궤도 · WSMC, i = 98.7 deg · 833 × 833 km	2413	3175
3단 발사체	6925	7925
<input type="checkbox"/> 지구정지전이궤도(GTO) · ESMC, i = 28.7 deg · 185 × 35786 km	1447	1819
<input type="checkbox"/> Molniya 궤도 · WSMC, i = 63.4 deg · 370 × 40094 km	962	1275

델타 II 발사체는 2단 또는 3단으로 저궤도, 태양동기궤도, 지구정지 전이궤도, 몰니야 (Molniya) 궤도, 행성간(Inter Planetary) 비행궤도 등의 임무를 가진 위성들을 발사할수 있는데, 성능은 표 3 과 같다.

#### 4. 비행 환경

##### 4.1. 정상 가속도

발사체에 의해 작용될수 있는 최대 축방향 가속도는 1단 엔진 연소종료(MECO) 직전에 나타나며, 6.3 g 이다.

##### 4.2. 구조 하중

위성체의 구조설계에서 고려해야 될 구조하중은 정상상태 가속도와 비행중의 동적 교란 특성이다. 이 구조하중은 발사체 특성, 위성체 질량 및 동특성의 함수인데, 낮은 진동수에서 발사체 및 위성체 구조 모드의 동적 상호 결합(dynamic coupling)을 방지하기 위해, 위성체 구조의 강성도가 축방향의 기본 진동수 35 Hz, 횡방향의 기본 진동수가 15 Hz 이상 되도록 해야 한다. 또한 위성체의 질량 중심에 작용하는 최대 하중은 이륙시 축방향으로  $+2.2/-0.2$  g, 횡방향으로  $\pm 2.5$  g 이며, MECO 시에 축방향으로  $6.0 \pm 0.3$  g 이다.

##### 4.3. 동적 환경

동적 환경에는 음향파, 진동, 충격 환경 등이 있으며, 진동수에 대한 특성으로 나타난다.

음향파(acoustic) 환경은 이륙 및 전유속 비행영역에서 가장 크게 나타나며, 위성체면에 나타나는 높은 진동수의 랜덤 진동은 이 요인에 의해 발생된다. 9.5 ft 페어링을 사용한 7925 발사체에서 음향환경은 진동수 31.5 에서 10000 Hz 사이에서 나타나며, OASPL (OverAll Sound Pressure Level)은 139.6 dB 이다.

진동은 Sinusoidal 및 랜덤의 형태로 나타나는데, Sinusoidal 진동 환경은 축방향의 경우 진동수 6.2-100 Hz 에서 1.0 go-p(zero to peak)이며, 횡방향은 5-100 Hz 에서 0.7 go-p 이며, 랜덤 진동은 음향파에 의해 주로 나타나므로 음향파 시험에 의해 시뮬레이션이 이루어진다.

위성체에 나타나는 최대 충격은 델타 3단과 위성의 분리시에 나타나며, 그것의 가속도 반응은 진동수 100-3000 Hz 범위에서 40-4100 go-p 로 나타난다. 발사체 비행중에 유도되는 높은 진동수의 과도 특성은 이륙, 엔진 점화 및 중단, 페어링 분리, 2단 분리시에도 나타나지만, 위성체에 전달되는 충격은 스피린 테이

블과 3단 모터에 의해 영향이 감쇠되어 나타난다.

#### 4.4. 열 환경

열 환경은 발사전, 발사체의 부스트(Boost) 페이즈, 궤도 페이즈에서 각각 특성이 다르게 나타난다. 발사전에 위성과 페어링이 설치되면 Air Conditioning 에 의해 온도 16.7℃, 최대 상대 습도 50%으로 유지된다.

부스트 페이즈에서 열은 공력 가열 작용에 의해 나타나는데, 최대 페어링 외피 온도는 약 260℃ 까지 상승하며, 유향과 흡수 담요 내부의 온도는 50℃ 까지 상승한다. 궤도 페이즈에서 열환경은 복사에 의해 나타난다.

#### 4.5. 전자파 환경

전자파 환경은 발사장의 45th Space Wing 의 레이더 운용과 발사체의 S-밴드 텔리메트리 시스템에 의해 주로 발생한다. 환경은 14 kHz-5.762 GHz 및 5.768 GHz-40 GHz 범위에서 5 V/m 이며, 5.762 GHz-5.768 GHz 범위에서 40 V/m 이다.

### IV. 무궁화 위성 발사 임무 분석

#### 1. 임무 요구 조건

2개의 무궁화 위성은 주위성과 예비 위성으로 구분되는데, 주위성인 KOREASAT-1은 원지점 모터 연소후에 고도 35786 km, 경사각 0 deg 의 지구정지궤도에 투입되며, 예비 위성인 KOREASAT-2는 고도 35786 km, 경사각 1.5 deg, 승교점 적경(RAAN: Right Ascension of Ascending Node) 278 deg 의 지구동기궤도에 투입되며, 이 궤도에서 약 2년동안 머물수 있도록 한다. 따라서 2개의 무궁화 위성은 같은 발사체에 의해 지구정지 전이궤도에 투입되지만, 발사 임무에 관련된 요구조건은 약간 다르게 되며 표 4 와 같다. 특히 KOREASAT-2 발사임무의 경우 날짜에 따라 요구 전이궤도 요소가 달라진다.

발사체에 의해 투입되어야 할 전이궤도에서 근지점 고도와 경사각은 위성체의 질량, 원지점 기동모터 (Apogee Kick Motor)의 성능 및 추진제량에 의해 결정되고, 근지점 인수는 전이궤도에서 위성이 자유비행하는 시간 및 AKM 연소중의 RAAN 변경값에 의해 결정된다.

표 4. 무궁화 위성의 발사 임무 요구 조건

전이궤도 파라미터		
1.	원지점 고도(1st 원지점까지 적분된 값)	35786 km
2.	근지점 고도	1353 km
3.	경사각 · KOREASAT-1 · KOREASAT-2(12월 12일-12월 23일 발사시)	21.58 deg 22.24 deg
4.	근지점 인수 · KOREASAT-1 · KOREASAT-2(12월 12일-12월 23일 발사시)	358.74 deg 357.30 deg
5.	Delta II 2단의 명령된 연소 중단 확률	≥ 99.7%
무궁화 위성		
1.	Delta II 3단에서 분리될때의 질량(최대)	1459 kg
2.	발사대에서의 페어링 온도	55 ± 5 deg F
3.	정상 회전수	50 ± 7.5 rpm
4.	3단 분리시 태양각	70-115 deg
5.	페어링 분리후 자유분사에 의한 가열률	≤ 1135 watts/sq.m
6.	전이궤도 추적소	TT&C-1, Yongin, Korea TT&C-2, Daejon, Korea Guam Carpentersville, NJ

2. 비행 모드

지구정지궤도 위성은 전이 타원궤도에서 정지 원궤도로 진입하기 위해 원지점에서 속도 증분이 필요하며, 추진기관으로 이원 액체 추진 엔진 또는 고체 추진 모터를 사용한다. 무궁화 위성에서는 고체 추진 모터 Star 30E 를 이용하며, 이와 같은 경우 한번의 연소에 의해 전이궤도의 근지점 고도 및 경사각을 변경시켜 정지궤도로 만들어야 하기때문에 전이궤도의 원지점이 적도면에 있어야 한다. 따라서 원지점 모터를 사용한 지구정지 위성의 경우 북반구에서 발사하면, 처음 지나는 적도면에 전이궤도의 근지점이 있도록 발사궤도가 설계되며, 위성은 교점을 하강하면서 지나게 된다. 이 경우 상승 교점에서 근지점까지의 각도를 나타내는 근지점 인수는 180 deg 가 된다. 이 방법은 전이궤도의 직접 투입 방법으로 근지점 고도가 185 km 근처이거나, 비행성능이 우수하여 비행시간이 짧게 요구될때 이용한다.

그런데 무궁화 위성의 경우 근지점 고도가 1353 km 로 매우 높고, 발사체의 성능을 효율적으로 사용하기 위해, 두번째 만나는 적도면에 전이궤도의 근지

점이 있도록 발사궤도가 설계되었다. 이렇게 함으로써 호만 전이(Hohmann Transfer)방법에 의해 전이궤도의 근지점 고도를 효율적으로 높일수 있는 반면, 비행시간이 약 1시간 15분으로 늘어나게 되었다. 따라서 이 경우 첫번째 방법과 비교할때 근지점이 관성 공간에서 반대편에 나타나므로, 근지점 인수는 360 deg가 된다.

그림 4는 무궁화 위성의 이륙에서 지구정지궤도까지의 관성공간에서 발사임무 궤적을 적도면에 투영한 것이다. 양의 X 축은 발사순간의 그린위치 자오선 방향을 나타내는데, 발사장의 경도는 서경 80.56 deg 이다. 이 경우 전이궤도의 근지점은 그린위치의 반대편에 나타나는데, 적도면에서 상승하면서 지나게 될 때 위성이 전이궤도에 투입하므로 상승 교차점 투입(Ascending Node Injection)이라 부른다.

발사체에 의해 위성이 전이궤도에 투입되기까지 약 1시간 15분, 전이궤도에서 6번째 원지점까지 도달하기까지 약 2.5일, 원지점 모터를 점화하여 드리프트 궤도에 진입한 후 표류하면서 궤도 획득 기동을 수행하는데 약 15일 정도 소요된다.

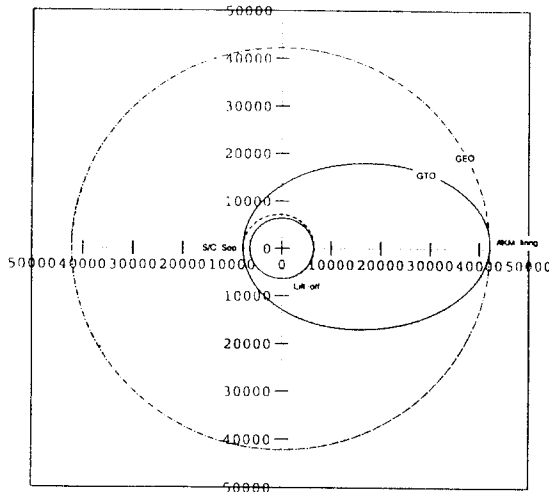


그림 4. 부궁화 위성 발사 임부 궤적(이륙에서 지구정지 궤도까지)

3. 정상 비행 궤도 분석

Delta II 7925/KOREASAT 위성은 미국의 Cape Canaveral의 발사장 LC-17에서 발사되며, 표 5 와 같은 이벤트 시이퀀스를 사용한다.

표 5. 부궁화 위성 발사체의 주요 이벤트 시이퀀스

이벤트	시간(초)
이륙(1단 주엔진 +6개 보조부스터 점화상태)	0.000
6개 보조부스터 연소종료	63.130
3개 보조부스터 점화	65.500
3개 보조부스터 분리	66.000
3개 보조부스터 분리	67.000
3개 보조부스터 연소종료	128.830
3개 보조부스터 분리	131.500
1단 주엔진 연소종료(MECO)	260.704
1단/2단 분리	268.704
2단 점화	274.204
페어링 분리	298.000
2단 첫번째 연소종료(SECO1)	600.495
2단 재점화	1489.215
2단 두번째 연소종료(SECO2)	1532.878
2단 재점화	4272.826
2단 세번째 연소종료(SECO3)	4314.387
2단/3단 분리	4367.387
3단 점화	4404.387
3단 연소종료(TECO)	4491.967
3단/위성 분리	4604.387
전이궤도의 1번째 원지점 도달	24029.258

발사대 방위각은 115 deg 이며 초기 비행 방위각은 93 deg 이므로, 이륙후 3초에서 7초까지 롤 프로그램을 수행한다. 7초부터 시작된 피치 프로그램에 의해 발사체는 수직된 자세를 서서히 기울이는데, 20초부터 133초까지는 기체에 작용하는 공력하중을 최소화 하기 위해 받음각이 0 이 되도록 하는 피치 자세 프로그램을 수행한다. 이 비행구간에서 32초에 Mach 1, 49 초에 최대 동압, 118초에 최대 표면 온도상태의 비행 환경이 나타난다. 지상에서 점화된 6개의 고체로켓부스터( GEM )는 63.1초에 연소가 끝나며, 65.5 초에 나머지 3개의 GEM 모터가 점화된다. 그리고 연소가 끝난 GEM은 3개씩 각각 66초와 69초에 분리되며, 발사장에서 1.8km 거리의 바다에 떨어진다. 비행중 점화된 3개의 GEM 은 128.8초에 연소가 끝나며, 131.5 초에 분리되어 발사장에서 472km 거리의 바다에 떨어진다. 1단 주엔진의 연소종료(MECO)는 260.704초에 되고, 1단과 2단의 분리는 268.704초에 이루어진다.

2단의 점화는 274.204초에 되고, 위성체 페어링이 298초에 분리된다. 2단 첫번째 연소중단(SECO1)은 600.495초에 이루어지는데, 이때 궤도는 159×262 km, 경사각 28.473 deg 가 된다. 적도면에 도달하기까지 자유비행(Coasting)을 하는데, 이 구간에서 2단의 두번째 점화를 위한 자세로 피치 자세각 -53.03 deg, 요 자세각 -24.50 deg 만큼 변화시킨다. 2단의 두번째 점화는 1489.255초에 이루어지며, 연소중단(SECO2)는 1532.9초에 나타나는데, 이 때 궤도는 160×1369 km, 경사각 27.576 deg 가 된다. 2단 엔진의 세번째 점화는 적도면 근처에서 이루어지며 4272.8초에 이루어진다. 따라서 약 45.7 분의 자유 비행을 해야하는데, 이 구간에서는 2단 및 위성체의 열조건을 만족시켜야 한다. 이 조건을 위해 두번의 기동이 수행되는데, 첫 번째로 발사체는 태양 방향에 대해 측면이 보이도록 하며, 발사체의 중심축과 태양의 방향이 약 85 에서 125 deg 가 되도록 한다. 두 번째로 이 자세각의 범위에서 발사체의 Xb 축이 1.08 deg/sec 의 각속도로 회전하도록 한다. 2단 세번째 점화는 4272.8초에 되고, 연소중단(SECO3)는 4314.4 초에 일어나며, 이 때의 궤도는 1206×1416 km, 경사각 26.649 deg 가 된다. SECO3 이후 50 초 동안 3단 점화를 위한 정밀 자세 지향이 수행된다.

4364.387초에 40 초의 3단 점화 지연 릴레이가 가동되고, 스핀 로켓에 의해 정상 롤 각속도 50 rpm 으로 3단의 스핀이 이루어진다. 3 초후 2단이 분리되며, 4404.387 초에 NCS 작동가능 및 3단 점화가 일어난



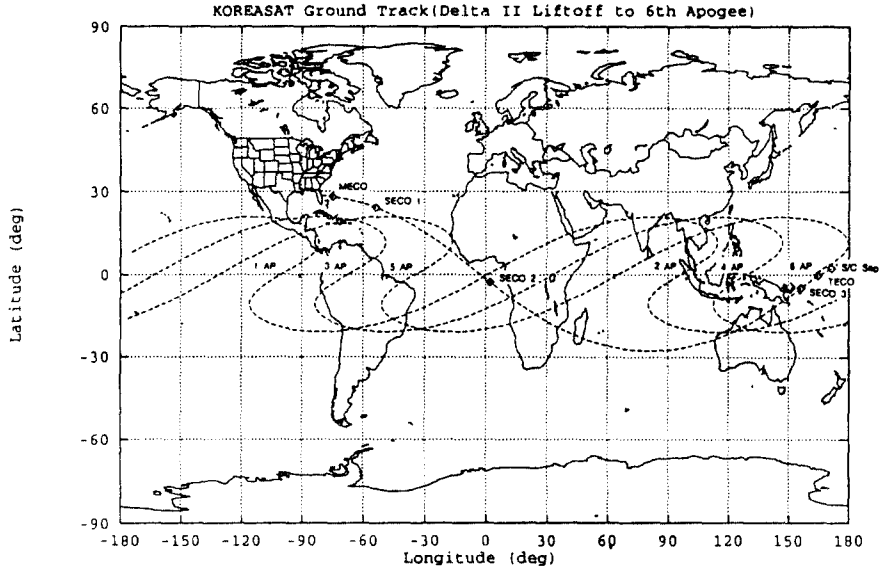


그림 5. 무궁화 위성 발사 임무의 지상궤적(이륙에서 6번째 원지점까지)

다. 4491.967 초에 3단 연소종료(TECO)가 이루어지는데, 3단에 의해 2291 m/sec의 임펄스가 제공된다. 4534.387-4586.7 초 구간에서 NCS 추진체 불어내기가 수행되는데, 제공된 임펄스는 3.1 m/sec이다. 발사체에 의해 만들어지는 최종적인 전이궤도는  $1353 \times 35786$  km, 경사각 21.58 deg, 근지점 인수 358.74 deg가 되는데, 원지점 고도 35786 km는 첫번째 원지점까지 적분되어 계산된 값이다. 4604.387 초에 발사체의 3단과 위성의 분리가 일어나고, 전이궤도의 첫번째 원지점은 24029 초에 나타난다.

그림 5는 발사체의 이륙에서 6번째 원지점까지의 지상궤적을 나타낸다. 무궁화 위성은 목표 경도가 동경 116 deg이고, 원지점 모터는 6번째 원지점(동경 162 deg) 또는 13번째 원지점(동경 96 deg)에서 점화된다. 6번째 원지점에서 원지점 모터가 점화되면, 서쪽으로 46 deg만큼 표류해야 한다. 이때 표류속도는 장반경의 함수이며, 약 0.013 deg/day/km가 된다.

4. 궤도 분산

궤도 분산 분석은 위성의 전이궤도 요소의 변동 가능 예측치를 결정하는 것으로, 발사체의 정상궤적 및  $3\sigma$  오차 요인, 관성 유도시스템의 정밀도에 의해 달라진다. 민감도 분석(Sensitivity Analysis)에 의해 위성체 임무분석에 필요한 공분산 행렬을 계산하고, 몬트 카

를로(Monte-Carlo) 시뮬레이션에 의해 비행 변수의 최대 및 최소 분산값이 결정되는데, 무궁화 위성의 발사임무에서 전이궤도 분산값은 원지점 고도는  $+933/-964$  km, 근지점 고도는  $+8.7/-8.5$  km, 경사각  $+0.26/-0.24$  deg, 근지점 인수  $+0.59/-0.60$  deg, 주기  $+17.3/-17.7$  min, 관성 속도  $+16.0/-16.8$  m/sec 등이다.

V. 결 론

본 논문에서는 무궁화 위성 발사체 시스템에 대한 전반적인 내용을 기술하였다. 오늘날 우주개발은 통신, 방송, 기상관측, 지구관측, 항행, 과학 탐사 등 폭넓은 분야에서 인공위성의 개발과 이용이 진행되고 있으며, 우리의 일상생활에 중요한 역할을 하기에 이르렀다. 이제 우리는 무궁화 위성의 발사를 눈앞에 두고 있으며, 무궁화 위성이 성공적으로 궤도에 오르면 우리의 일상생활은 또 하나의 큰 변화를 맞이하게 될 것이다.

참 고 문 헌

1. B. N. Agrawal, Design of Geosynchronous Spacecraft, Prentice-Hall, Inc., 1986

2. J. J. Pocha, An Introduction to Mission Design for Geostationary Satellites, D. Reidel Publishing Company, 1987
3. 홍 용식, 인공위성과 우주발사체, 청문각, 1990
4. A. Wilson, Space Directory, Jane's Information Group, 1994
5. S. J. Isakowitz, Space Launch Systems, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991
6. Commercial Delta II Payload Planners Guide, McDonnell Douglas Commercial Delta, Inc. 1989
7. KOREASAT 1 & 2 Mission Specification-Doc. No. MDC 93H0057C, dated January 1995



조 광 래

- 1959년 2월 15일
- 1982년 : 동국대학교 전자공학과(공학사)
- 1984년 : 동국대학교 대학원 전자공학과(공학석사)
- 1988년 : 동국대학교 대학원 전자공학과(공학박사)
- 1988년 ~ 1989년 : 천문우주과학연구소 선임연구원
- 1990년 ~ 현재 : 한국항공우주연구소 선임연구원



노 응 래

- 1967년 6월 1일
- 1989년 : 서울대학교 항공우주공학과(공학사)
- 1991년 : 서울대학교 대학원 항공우주공학과(공학석사)
- 1991년 ~ 현재 : 한국항공우주연구소 연구원



이 규 종

- 1939년 6월 30일
- 1964년 : 서울대학교 공과대학 공학사
- 1968년 : UCLA 기계공학 석사
- 1974년 : UCLA 기계공학 박사
- 1970년 ~ 1977년 : Rockwell International 책임연구원
- 1977년 ~ 1991년 : Hughes Aircraft 책임연구원
- 1991년 ~ 현재 : 한국통신 위성사업본부 감리2실장