



정지궤도위성 기술현황과 국내개발

최재동·양근호 (한국항공우주연구원)

I. 서론

인공위성은 사용자 요구사항에 따라 과학, 통신 방송, 지구관측, 기상, 위치정보 그리고 유인 우주선등으로 구분되며, 위성의 궤도에 따라 500km에서 1500km사이에 놓이는 저궤도 위성, 5000km에서 15000km의 중궤도위성, 그리고 지구의 자전 속도와 동일한 속도를 갖는 35,900km에서의 정지궤도 위성이 있다. 적도로 부터 고도 약 35,900km인 지구정지궤도의 경우 24시간 동일한 지역과의 통신 및 관측이 가능하여 방송통신 및 기상관측목적으로 주로 사용된다. 그러나 이러한 정지궤도에는 1도의 각도 단위로 총 360개의 슬롯이 존재하며 각 슬롯마다 위치할 수 있는 위성의 개수가 한정되어 점점 증가하는 정지궤도위성의 수요를 수용하기가 점점 어려워지고 있어 보다 좋은 위치선정을 위한 각국 간의 치열한 경쟁이 계속되고 있다. 따라서 대부분의 해외 주요위성개발회사들은 위치선정을 위한 경쟁과 제한된 공간 내에서 보다 효율적인 활용을 위한 위성체의 대용량화를 추구하고 있다.

정지궤도위성의 운용을 위해서는 위성의 임무

기간동안 남북방향과 동서방향 궤도섭동력으로 부터 위성이 정해진 위치에서 벗어나는 것을 방지하기 위해 추력기를 발사하여 궤도조정을 수행한다. 이러한 궤도 조정작업은 외란을 유발하여 광학탑재체의 영상품질을 저하 시키거나 통신탑재체의 지향정밀도를 떨어뜨리는 문제를 발생시킬 수도 있다.

또한 정지궤도위성은 탑재체의 시야각 확보 및 지향정밀도의 요구조건을 만족시키기 위해 광학탑재체 혹은 통신탑재체의 최적 위치선정이 요구되며 위성체 조립시 정밀한 정렬이 요구된다. 저궤도 위성과 달리 정지궤도위성의 경우 태양을 향하고 있는 한쪽 면이 지속적으로 가열되어 통신탑재체와 같은 발열량이 큰 하드웨어는 이를 제어하기위해 히트파이프가 주요 발열부품 주변에 내장형과 외장형으로 이중 배치되며, 이와 반대로 광학탑재체와 같이 영상품질이 센서부 온도에 민감한 부품들은 가급적 발열량이 적은 부품 주변에 배치해야 하는 어려움이 있다.

본 고는 최근 점차 다양화, 고용량화 되고 있는 해외정지궤도위성의 주요 기술적 특성이 분석되었다. 또한 국내 정지궤도위성 개발현황과 중소형급 정지궤도위성의 독자모델을 확보하기

위한 향후 국내정지궤도 위성개발계획이 기술되었다.

II. 해외 정지궤도 기술현황

1. 정지궤도위성 현황

정지궤도 위성은 주로 상업용, 군사용, 기상관측용으로 개발되어 왔으며, 상업용 위성의 경우 미국과 유럽의 위성회사들에 의해 제작되었다. 상업용 정지궤도 위성의 수요가 급격히 증가함에 따라 2000년 이후 주요 위성제작회사들은 대형 위성모델을 개발하고 있다. 미국의 경우 보잉사의 HS 601, HS 702 모델, Lockheed Martin사의 A2100 모델, SS/Loral사의 FS-1300 및 LS 20.20 모델이 있으며, 중소형 위성 버스로는 Orbital사의 STAR 모델 및 TRW사의 T310 모델이 있다. 유럽의 경우 독일, 프랑스, 영국, 이탈리아 및 러시아 등이 경쟁적으로 위성체를 개발하여 왔으나 러시아를 제외한 대부분의 회사들은 최근 아스트리움사와 탈레스 알레니아로 합병되었다. 아스트리움사는 Eurostar 3000 버스를 주력모델로 삼고 있으며, 탈레스 알레니아사는 Spacebus 4000 버스를 주력 생산모델로 제작하고 있다. 러시아의 경우는 아직까지는 해외 위성 수주보다는 자국 내 수요를 위해 개발되고 있으며 ISS Reshetnev사에 의해 개발된 Ekspress-1000/ Ekspress-2000 모델이 주력모델이다. 아시아 국가들의 경우, 러시아와 마찬가지로 주로 자국 내 위성수요를 위해 개발하고 있다. 먼저 중국은 DFH-3, DFH-4 모델을 개발하였으며, 인도의 경우는 ISRO에 의해 제작된 I-3K 모델, 일본의 경우 Mitsubishi

Electric사에 의해 개발된 DS-2000 모델 그리고 이스라엘의 MBT사에 의해 개발된 AMOS 모델이 있다.

2. 정지궤도위성 모델의 주요 기술적특성

해외 정지궤도위성 모델의 주요 특성은 위성 모델마다 비록 조금씩의 차이는 있지만 위성부품 발전 및 수급가능성, 그리고 안정성을 기반으로 위성이 개발되어 왔기 때문에 위성모델마다 거의 유사한 특징을 갖고 있다.

본 논문에서는 상업용 위성시장에서 가장 많이 사용되고 있는 미국과 유럽의 위성 모델들의 기술적 특성을 살펴보고자 한다.

가. FS-1300 모델 (미국, Space System /Loral사)

Space System/Loral사는 40여년의 위성개발경험을 갖고 있으며 1960년대에 3기의 군사용 통신방송위성 개발을 시작으로 지금까지 약 200기 이상의 저궤도 또는 정지궤도 위성을 개발하였다. SS/LORAL사의 대표적인 정지궤도 위성체 모델은 FS-1300으로 1989년 정지궤도 통신위성인 Superbird A 발사를 시작으로 현재까지 73개의 위성을 발사하였다. FS-1300모델의 태양전지 전력생성능력은 통신중계기 약70기가 수용이 가능한 5~12kW정도이며, 위성체 발사무게는 약 5.5톤에 이른다. 1300S 모델은 이보다 약 40%정도 용량이 큰 플랫폼 제공이 가능하다. 따라서 위성의 생성전력은 12~18kW, 탑재체는 최대 10kW까지 수용가능하며, 위성의 발사무게는 6.7톤까지 가능하다. 최근에는 150기의 통신중계기를 수용할 수 있는 차세대 정지

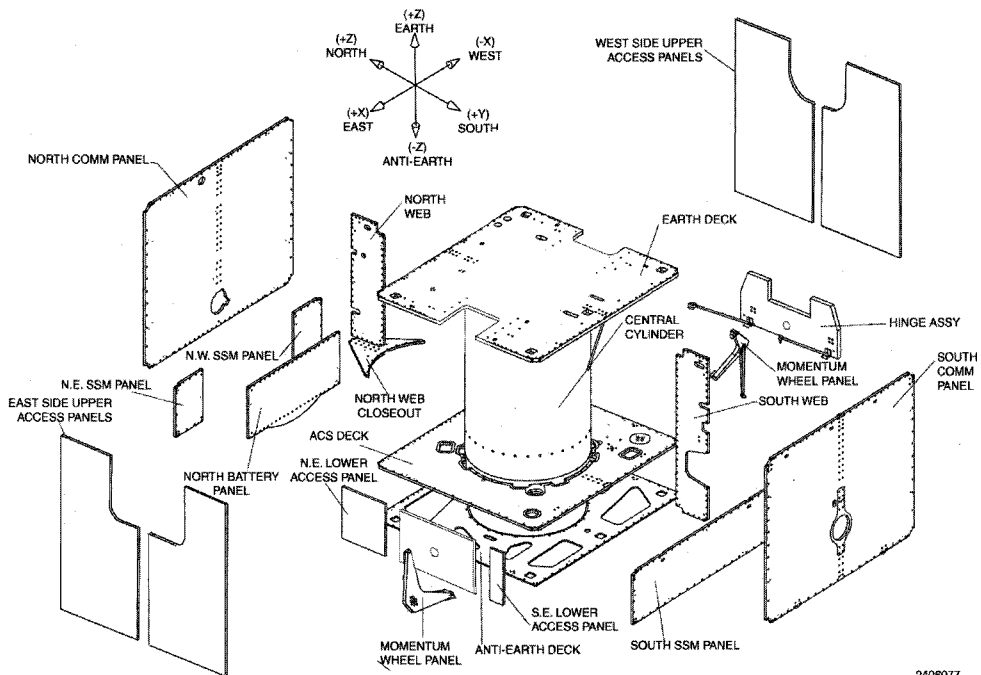
〈표 1〉 SS/Loral의 위성 모델

| | FS-1300 | FS-1300S | 20.20 |
|-------|------------|-------------|-------------|
| 전력생산량 | 5kW ~ 12kW | 12kW ~ 18kW | 17kW ~ 30kW |
| 발사하중 | ~ 5500kg | ~ 6700kg | ~ 8500kg |

궤도위성 모델인 LS 20.20을 개발하였다. 이 최신모델은 태양전지 전력생산능력이 17~30kW 까지 확장가능하며, 위성체 발사무게는 약 8.5톤에 이른다. <표 1>은 SS/Loral사가 보유하고 있는 위성 버스 모델의 기본 사양을 보여주고 있다.

FS-1300모델의 주요 기술적 특징은 연료 절약형 자세제어와 위치유지 시스템을 가지고 있으며 보다 효율적인 제어를 위해 대부분의 버스 와 탑재체 유닛들은 최종단의 라우터를 통해 접속된다. FS-1300모델의 기본구조물은 4각형구조물과 2개의 추진제 탱크를 지지하는 내부 튜브형 구조물을 갖고 있으며 강화된 탄소 복합재 샌

드위치형태로 제작된다. 능동과 수동방식을 혼용하여 사용하는 히터를 사용하여 능동적인 열제어를 수행하며, 표면코팅, 방열판(OSR, Optical Solar Reflector), 다층박막 절연재 및 히트 파이프를 이용하여 수동 열제어를 수행한다. 고발열 부품들은 방열판이 위치한 남/북 패널에 배치하여 열제어를 수행하며, 통신중계기 부품들은 듀얼채널을 갖는 히트파이프가 장착된 남/북 패널에 배치하여 열제어를 수행한다. 추진시스템은 이원추진제를 사용하는 490N 액체원지점엔진과 22N 반동제어 추력기로 구성되며 간단한 추진 시스템을 통해 전이궤도 및 위성기동에 대한 동작이 가능하다. 펄스모드와 정상동작모드를 갖는 22-N 반동제어 추력기(RCT)는 모두 12개로 구성되며, 6개의 추력기가 한 셋으로 구성되어 기본 셋과 리던던시(redundancy) 셋으로 설정된다. <그림 1>은 FS-1300 기본모델의 구조

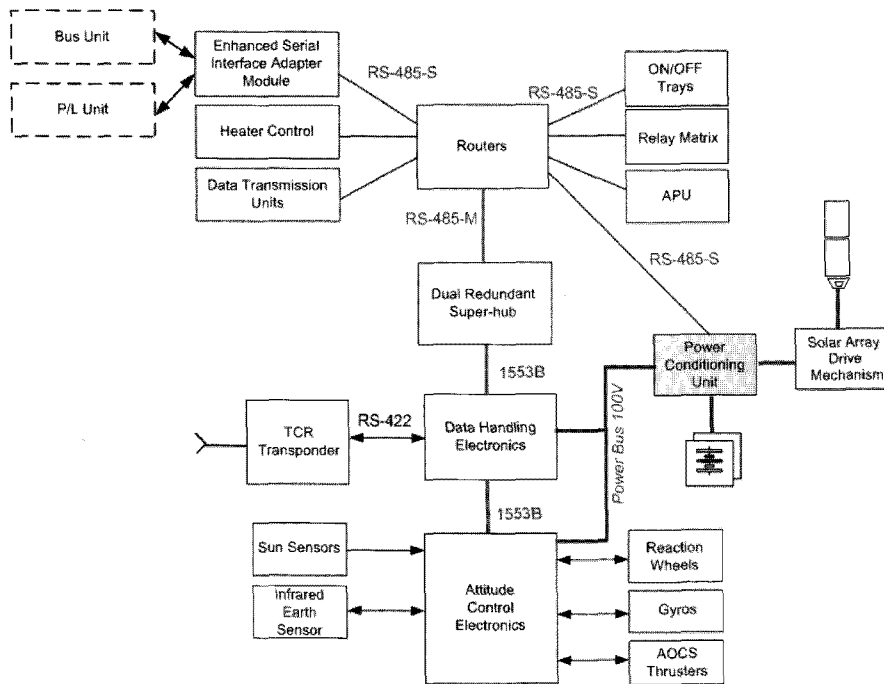


〈그림 1〉 FS-1300 모델의 전개도

물 전개도를 보여주고 있다.

FS-1300모델의 데이터 처리시스템은 직렬 어댑터 기술과 주문형 반도체인 ASIC (Application Specific Integrated Circuit)의 사용을 통해 유닛내부의 보드 개수를 줄였으며, 모듈화 방식을 통해 복잡한 하니스 접속을 단순화한 특성을 갖는다. 데이터 처리시스템의 하드웨어의 구성은 원격명령과 텔레메트리 처리기능을 갖는 DHE(Data Handling Electronics) 유닛, 버스 마스터로서 동작하는 ACE(Attitude Control Processor) 유닛, 허브 및 라우터가 직렬로 연결된다. <그림 2>의 FS-1300모델의 버스서브 시스템 블록다이아그램과 같이 대부분의 버스 및 탑재체 유닛들은 최종단의 라우터를 통해 접속이 이루어진다. 내부유닛들 간의 데이터 접속관계를 살펴보면 DHE 유닛은 지상으로부터의 명령 수신과 텔레메트리 전송처리를 위해 RS-

422버스를 이용하여 원격측정명령처리장치와 접속된다. DHE 유닛과 1553B의 ACE는 1553B 직렬 데이터 버스에 의해 접속된다. ACE 유닛과 주변 유닛들은 분리된 전용 1553B 버스에 의해 접속된다. 슈퍼 허브, RS-485, 라우터/릴레이 온-오프, 데이터 전송 유닛(Data Trans-mission Unit), 직렬접속 어댑터 모듈 (Enhanced Serial Interface Adapter Module), 그리고 히터 제어 트레이 유닛들은 모두 내부 리던던시를 갖는다. FS-1300모델의 버스전압은 1997년 이후 100V가 버스전압으로 사용되어 왔으며, 전력조절유닛 내부에 위치한 순차 션트 유닛(Sequential Shunt Unit)에 의해 97.5V~102.5V 범위 내에서 버스전압이 제어된다. 전력조절유닛은 배터리 충/방전을 수행하며 모듈 당 약 400W용량을 갖고 있으며 모듈 개수를 추가함으로써 대용량 위성까지 사용이 가능



<그림 2> FS-1300모델 서브시스템 블록 다이어그램

하다.

FS-1300모델의 자세 결정시스템은 지구센서, 태양센서 및 링 레이저 자이로에 의해 수행되며, 자세제어를 위해서는 반작용 휠 및 이원 추진기가 사용된다. 또한 MIL-STD-1750A 프로세서 기반의 자세제어 유닛은 센서 데이터 수집, 자세제어 알고리즘 처리, 반작용 휠 및 추력기 구동 명령 및 MIL-STD-1553B 데이터 버스를 통해 명령과 텔레메트리를 처리한다. FS-1300모델의 자세결정 및 제어를 위해 사용된 유닛을 살펴보면, 지구센서(2개), 아날로그 태양센서(6개), 디지털 태양센서(2개), 그리고 링 레이저 자이로(1개)가 사용된다. 또한 4개의 모멘텀 휠과 자세제어 추력기(12개)가 사용된다. 센서들과 구동기들은 완전 리던던시 개념을 가지며 고장검출 및 복구회로 수행에 의해 자세제어 시스템의 강인성을 제공한다.

나. A2100 모델 (미국, Lockheed Martin사)

록히드마틴은 세계 최초의 3축 안정화 위성인 Satcom 1을 시작으로 지난 40여년 동안 약 150기의 통신방송위성을 발사하였다. 최근 모듈형 버스 설계를 기반으로 개발된 A2100 모델은 복합재료를 사용함으로써 무게를 줄여 발사비용을 감소시켰다. A2100 모델은 우리나라의 무궁화위성 3호를 비롯하여, ACeS, ChinaStar, EchoStar, Inmarsat, Intelsat, LMI-1, Telesat, TEKOM 위성등 많은 위성의 플랫폼으로 사용되었다. <표 2>는 록히드마틴사가 최근 주력하여 생산하는 버스 모델에 대한 기본 사양을 보여주고 있다

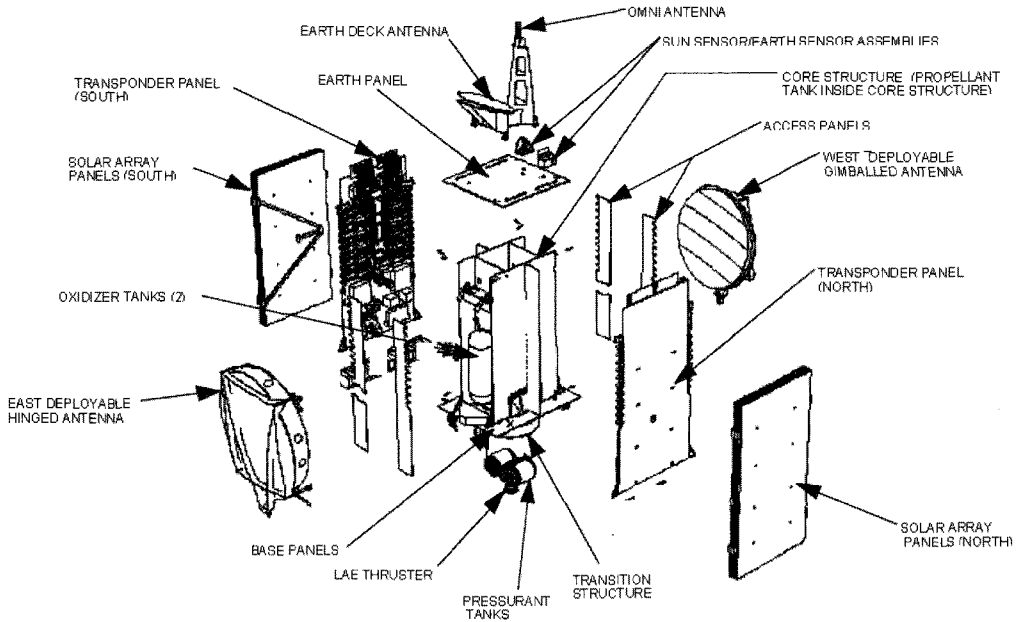
A2100 모델은 전이궤도와 운용궤도에서 3축 안정화 플랫폼으로 운영되며, 탑재체를 지지하는

<표 2> 록히드마틴사의 위성 모델

| | A2100A | A2100AX | A2100 Advanced |
|-----------|------------|-------------|-------------------|
| 전력 생산량 | 5kW ~ 12kW | 12kW ~ 18kW | 17kW ~ 30kW |
| 발사 중량 | ~ 5500kg | ~ 6700kg | ~ 8500kg |

박스 모양의 주구조물은 경량구조물로 구성된 모듈화 방식을 갖는다. A2100버스의 탑재체 모듈은 격벽모양의 보강재를 갖는 북쪽, 남쪽 및 상부패널에 조립된다. <그림 3>은 주요 구조물을 포함하는 A2100 AX 위성의 전개도이다. 남쪽과 북쪽패널 내부에는 균일한 열 제어를 하기 위해 히트파이프가 내장되어 있으며 패널외부에 부착된 방열판을 통해 내부 열을 방사하도록 되어 있다. 상부패널에 내장된 히트파이프는 남쪽패널과 북쪽패널에 장착된 히트파이프와 네트워크를 구성함으로써 효율적인 열제어가 가능하다는 특징을 갖는다. 중심구조물은 모든 추진시스템의 부품들을 장착하며 발사체 어댑터를 통해 하중 경로를 제공한다. 열제어 시스템은 능동과 수동 소자로 구성된다. 능동소자는 탑재컴퓨터에 의해 설정된 온도로 스위치 온/오프를 통해 제어되는 히터들이며, 제한된 수의 자동온도조절 히터들이 전개 힌지 댐퍼의 열제어를 위해 사용된다. 수동소자는 히트파이프, 다층박막단열재, 방열판 및 표면마감재로 구성된다. 이러한 수동소자는 태양 열로부터 위성체 부품을 보호하며 태양의 반대편으로 열을 소산시킨다.

A2100 버스의 추진시스템은 액체원지점엔진(Liquid Apogee Engine), 두 종류의 추력성을 갖는 반동제어 추력기(22N 및 0.9N) 및 아크젯 추력기(0.22N)로 구성된다. 반동제어 추력기 및 아크젯 추력기 셋은 리던던시 세트설계되었다. 먼저 원지점 기동을 위해 액체원지점

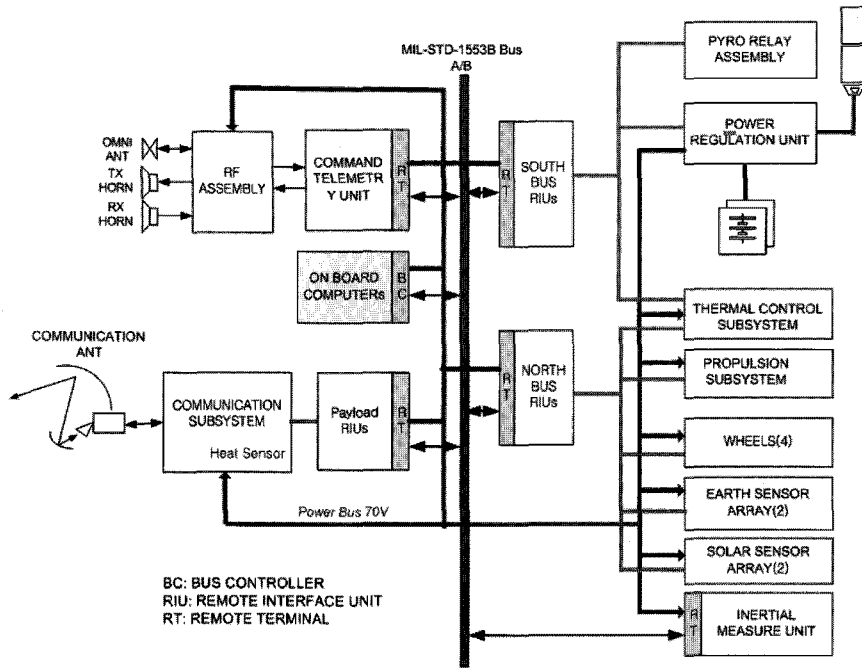


〈그림 3〉 A2100 AX 모델 전개도

엔진이 사용되며, 22N의 반동제어 추력기는 액체원지점엔진 기동 시 초기가속을 위해 사용되며 완전 리턴턴시를 갖는다. 0.9N의 추진체는 동/서 위치유지, 가속 및 자세제어 및 모멘텀 각운동량 방출 등에 사용된다. 또한 고효율 아크젯은 남/북 위치유지 및 가속을 위해 사용된다

A2100버스의 데이터 처리시스템은 상향링크/하향링크 처리 장치(Uplink/Downlink Unit), 탑재컴퓨터(On-Board Computer), 버스 및 탑재체 접속장치(Remote Interface Unit), 파이로 릴레이 장치(Pyro Relay Assembly)로 구성된다. 상향링크/하향링크 처리장치는 내부에 리턴턴시를 가지며 원격명령 검증 및 분배, 복호화 및 하향링크 텔레메트리 포매팅 등을 수행한다. 탑재컴퓨터는 MIL-STD 1750A 프로세서가 사용되며 자세제어, 배터리 충전관리, 열제어 및 텔레메트리 수집 및 버스 명령 분배와 같은 A2100 버스 서브시스템의 운영을 지원한다. 버스 및 탑

재체 접속유닛은 탑재컴퓨터와의 입/출력 접속을 제공한다. 이러한 입/출력 접속은 위성체 유닛들에 명령을 전달하고 위성체 유닛들로부터 텔레메트리를 수집하는 기능을 수행한다. 탑재컴퓨터와 접속유닛 사이의 모든 데이터는 1553B 데이터 버스를 통해 전달되며 이때 탑재컴퓨터는 버스제어기로서 동작하며 버스 및 탑재체 접속장치는 원격 터미널로 동작한다. 전력서브시스템은 완전조절방식을 갖는 70V의 버스전압을 제공하며, 태양전지 어레이 및 배터리, 전력조절 유닛 및 퓨즈 박스, 태양전지 어레이 구동장치로 구성된다. 전력조절 유닛은 전력증감에 따른 모듈화 개념을 가지며 셉트전압조절, 배터리 충/방전기능을 제공한다. 특히 배터리 충전방전의 경우 하나의 모듈에 충전과 방전의 기능이 포함되어 모듈의 크기와 무게가 감소되었다. <그림 4>는 A2100 모델의 서브시스템 블록 다이어그램을 보여준다.



〈그림 4〉 A2100 모델 서비스시스템 블록다이어그램

A2100모델 자세 제어시스템은 지구지향기준 롤/피치 데이터 획득을 위해 지구센서 2개가 사용되며, 태양의 방위각과 고도측정을 위해 태양 센서 2개 및 자세 결정을 위한 관성측정유닛 (Inertial Measurement Unit) 1개가 사용된다. 또한 모멘텀 저장 및 토크제어를 위해 4개의 반작용 휠이 사용되며 14개의 추진기가 세트 구성 되어있다. 이러한 추진기 세트는 전이궤도에서 3개의 세트가 사용되며, 운영궤도에서 8개의 세트 사용 그리고 긴급 상황을 위해 3개의 세트가 제어기능을 수행하기 위해 사용된다.

다. STAR Bus 모델 (미국, Orbital사)

Orbital은 1997년 이래로 현재까지 모두 21기의 중형급 정지궤도 위성개발경험을 갖고 있다. STAR bus는 탑재체 전력이 약 5kW까지 수용 가능한 중소형급 위성으로 정지궤도 통신위

성을 위해 개발되었으나 GOES위성과 같은 지구 관측위성에도 적용가능하다. 2010년말 발사에 정인 무궁화위성 6호 버스 플랫폼의 공급업체이기도 한 STAR Bus는 버스 플랫폼만을 독립적으로도 제공하기도 한다. STAR Bus는 중소형급으로서 탑재체 전력이 1.2kW까지 수용 가능한 STAR-1 Bus와 약 5kW까지 수용 가능한 STAR-2 Bus가 있다.

STAR Bus의 구조물은 복합재로 제작된 내부 튜브형 구조물과 함께 박스형태의 몸체로 구성된다. 탑재체 부품들은 남쪽과 북쪽패널에 장착되며 지구관측센서는 지구방향 패널에 장착하여 뛰어난 시야각을 확보한다. 위성체의 구조물은 중심구조물, 탑재체 구조물 및 광학벤치 모듈로 구성된다. STAR Bus 구조물의 모듈화는 동시에 각 모듈을 작업한 후 모듈의 최종조립 및 시험이 가능하도록 하여 전체 개발일정을 줄일 수

<표 3> Orbital사의 위성 모델

| | STAR-1 | STAR-2 |
|-------|----------|----------|
| 전력생산량 | ~ 2kW | ~ 7500W |
| 발사하중 | ~ 1600kg | ~ 2500kg |

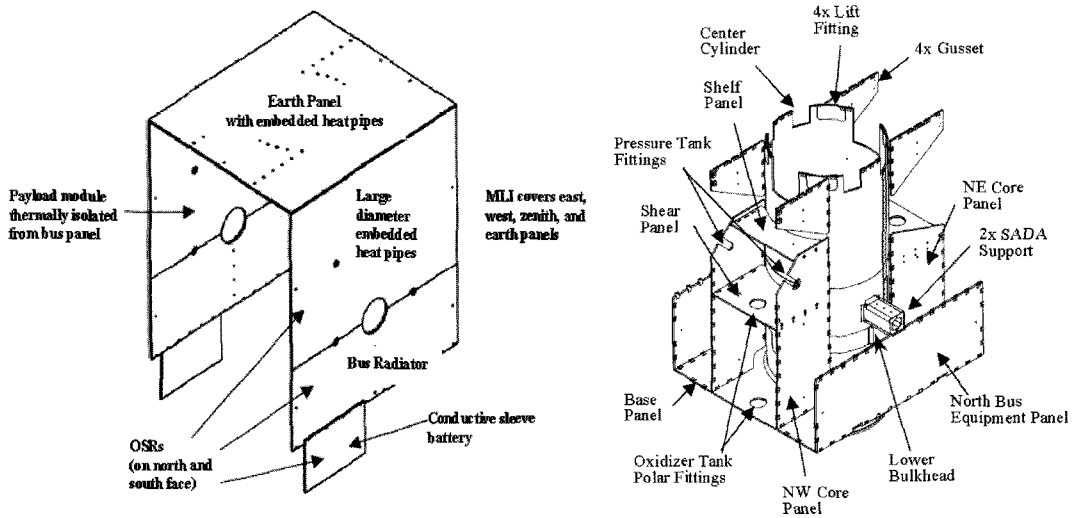
있다는 장점이 있다. <표 3>은 Orbital사가 최근에 주력하여 생산하는 버스 모델을 보여주고 있다.

Star Bus의 열제어는 위성의 북쪽과 남쪽면에 위치한 방열판과 다층박막 절연재에 의해 수행되며 상호 접속된 히트파이프와 자동적으로 동작되는 히터들에 의해 추가적으로 동작된다. 동쪽, 서쪽, 지구방향 및 천정패널은 주로 다층박막 절연재에 의해 보호되며 반면 남쪽과 북쪽의 전자부품들은 방열판에 의해 열이 소산된다. OSC와 Lockheed Martin을 위해 IHI (Ishikawajima-Harima Heavy Industries, 일본) 사에 의해 개발된 추진시스템은 이원추진제를 사용하는 460N 액체원지점 엔진과 2개의 듀얼모드 22N 추력기, 4개의 단일 22N 반동제어 추력기, 그리

고 0.9N 단일 반동제어 추력기가 함께 결합하여 전이궤도에서 지향 제어를 위해 위성체 베이스 패널에 장착된다. 이러한 추력기들은 모두 정상 상태모드와 펄스모드에서 동작하도록 설계되었다. 듀얼모드 추력기는 궤도 상승기동 수행능력을 가지며, 액체원지점 엔진의 백업으로 동작 가능하다. 4개의 delta V 반동제어 추력기들은 동쪽과 서쪽패널 끝의 남쪽 면에 위치한다. 남/북 위치유지기동을 위한 4개의 0.9N 반동제어 추력기는 남쪽면에 위치하며, 동/서 위치유지를 위한 4개의 0.9N 반동제어 추력기는 위성체의 동쪽과 서쪽면에 모두 위치한다. <그림 5>는 STAR Bus의 탑재체 구조모듈과 중심구조물을 보여 준다.

STAR Bus의 기본특징은 전력분배, 효율적 무게 분배, 원격명령 및 데이터 처리 및 조립의 편의성을 위해 분산형 구조로 되어있다. 3축 자세결정을 위해 2개의 별 추력기가 사용되며 위성체 제어를 위해 자이로가 사용된다.

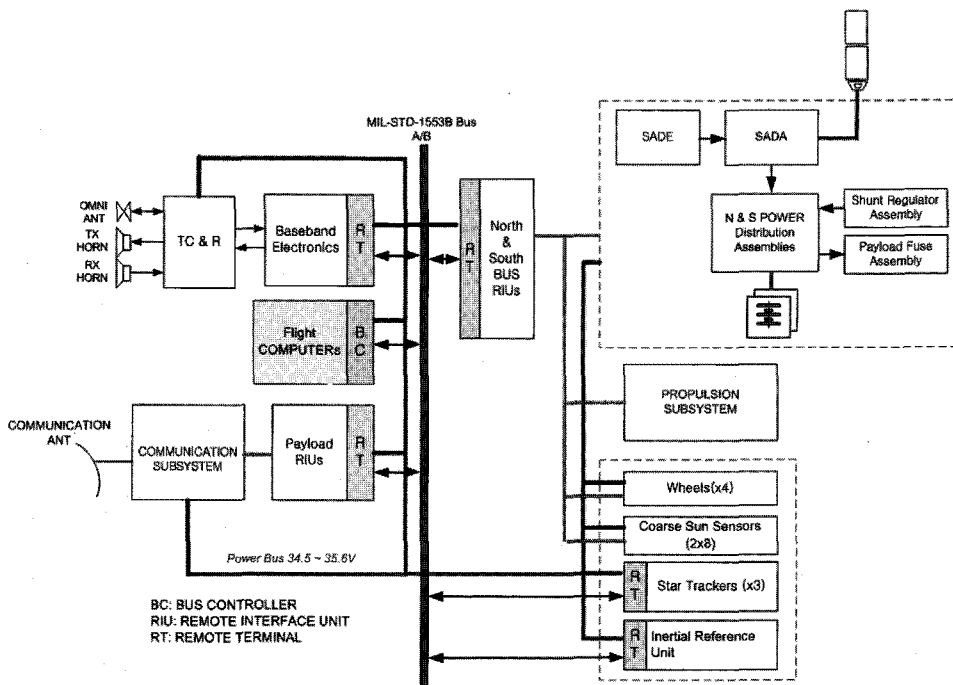
STAR Bus의 데이터 처리시스템은 베이스벤



<그림 5> 탑재체 구조모듈과 중심구조물

드 유닛, 탑재 컴퓨터, 버스 및 탑재체 접속유닛으로 구성된다. 위성 탑재컴퓨터는 MIL-STD-1750A 프로세서가 사용되며 SUMROM (Start Up Read Only Memory), EEPROM (Electrically Erasable Programmable Read-Only Memory) 및 SRAM (Static Random Access Memory) 로 구성된 3가지 형태의 메모리가 사용된다. 탑재컴퓨터에 있는 모든 메모리는 SEU (Single Event Upset) 에러들에 대해 메모리 체크 기능을 갖는 EDAC (Error detection and correction)에 의해 보호된다. 베이스밴드 유닛은 상향 명령과 하향 텔레메트리를 제공하는 회로들을 포함하며 원격명령 수신기와 텔레메트리 송신기와 접속된다. STAR Bus의 데이터 처리시스템은 위성체내의 타 서브시스템과의 명령전송 및 텔레메트리 수집을 위해 버스 접속유닛과 탑재체 접속 유닛과 접속된

다. 표준 접속과 프로토콜은 MIL-STD-1553 버스 CCSDS(Consultative Committee for Space Data Systems) 포맷을 사용하며 탑재컴퓨터가 버스제어기 역할을 한다. 이와 반대로 별 추적기, 버스 및 탑재체 접속유닛, 관성측정유닛 및 베이스밴드 유닛과 같은 다른 서브시스템의 유닛들은 원격터미널로서 동작한다. 전력계 서브시스템은 선트 조절기, 전력분배 어셈블리, 리튬이온 배터리, 태양전지어레이 및 구동장치, 파이로 릴레이 어셈블리 및 퓨즈 어셈블리로 구성된다. 전력분배 어셈블리와 선트 조절기 어셈블리는 버스전압을 낮 시간 동안 35.6V 그리고 식 기간 동안 34.5V로 조절 및 분배를 담당한다. 파이로 릴레이 어셈블리는 추진계 서브시스템에서 사용하는 파이로를 구동하기 위해 사용된다. <그림 6>은 STAR Bus의 서브시스템 블록다이어그램을 보여준다.



<그림 6> STAR Bus 모델 서브시스템 블록 다이어그램

STAR Bus의 자세제어시스템은 모든 임무기간동안 3가지 종류의 부품이 사용된다. 2개의 별추적기 및 자이로 유닛은 자세결정을 위한 관측신호를 생성하며, 4개의 반작용 휠은 위성의 제어 동작을 수행한다. 4개로 구성된 반작용 휠은 피라미드처럼 장착되며 휠의 회전축들은 위성체 y축(피치)으로부터 45도의 오프셋을 갖는다. 롤/요 평면에 회전축을 투영 시 모든 롤과 요축으로부터 또한 45도가 된다. 반작용 휠의 동작은 발사체로부터 분리된 후 액체원자점엔진 점화 및 위치유지기동 동안 반동제어 추력기에 의해 보상되며, 관성측정 유닛으로부터 3축 자이로 데이터를 전달함으로써 임무기간동안 초기자세를 유지한다.

라. Spacebus 모델 (유럽, Thales Alenia Space사)

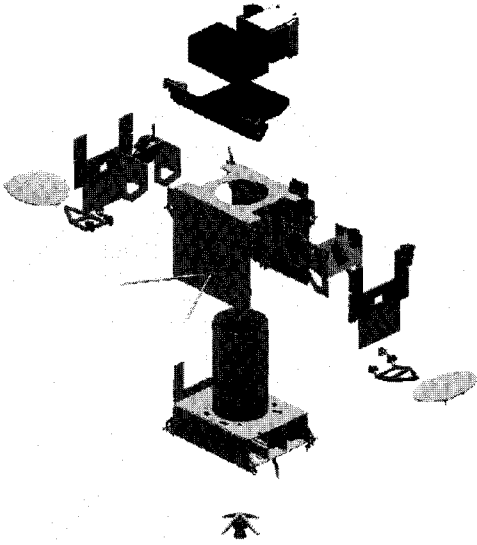
발사무게 900~1500kg, 생성전력 1.5kW급의 소형 SB1000모델로부터 시작된 유럽의 Thales Alenia Space사의 위성은 발사무게 3000~5900kg, 생성전력 10~16kW급의 SB4000플랫폼에 이르기까지 다양한 정지궤도 모델을 개발하여 왔다. Spacebus 4000모델은 Spacebus 3000 모델을 기반으로 전력, 데이터 처리 장치 및 탑재체 수용능력을 확장하였다. Spacebus 3000 모델의 버스전압은 50V를 사용하여 왔으나 Spacebus 4000모델부터는 100V 버스전압을 사용한다. 또한 중앙탑재컴퓨터 사용을 통해 버스의 확장 및 축소가 용이하도록 유연성과 모듈화 개념을 사용하고 있으며, 세계최초로 정지궤도 위성에 별추적기를 도입하였다. <표 4>는 Spacebus 모델별 생성전력량 및 발사하중이 요약되었다.

<표 4> Thales Alenia Space 사 Spacebus 3000/4000 Family

| | B2 | B3 | C1-C4 |
|-----------|--------------------|-------------------|--------------------|
| 전력 생산량 | ~ 6.3kW | ~ 8.6kW | ~ 16kW |
| 발사 중량 | 2500kg ~ 3200kg | 2500kg ~3200kg | 2500kg ~ 3200kg |

Spacebus 플랫폼의 구조물은 1975년 이래 모든 위성체에 중심 튜브형 구조물개념을 기본으로 사용하여 왔다. 이 구조물은 안테나 피드 및 반사판, 자세 결정 센서들을 지지하며 탑재체의 뛰어난 자세결정능력을 제공한다. 열제어 시스템은 기본적으로 남쪽과 북쪽패널에 수동 열제어 방식인 방열판을 기본으로 하며, 외장형 히트파이프 네트워크는 남쪽과 북쪽 위성체 패널에 장착된 부품의 열제어가 간단하게 가능하다. 추진 시스템은 이원추진시스템으로 구성되며 간단한 추진 시스템을 통해 전이궤도 및 위성기동에 대한 동작이 가능하다. 16개의 반동제어추력기가 각 위성체 면에 대하여 장착되며 +/- Y축에 대하여 각 4개의 반동제어추력기가 장착되며, +/- X축에 대하여 각각 2개씩의 반동제어 추력기가 장착된다. <그림 7>은 Spacebus 모델의 구조물 전개도이다.

Spacebus 4000모델의 위성 본체시스템의 주요 특징은 다음과 같다. 먼저, 데이터 처리시스템은 1개 혹은 2개의 표준 데이터 인터페이스 유닛에 표준화된 보드의 개수를 12개로부터 50개까지 조합구성이 가능하다. 원경명령/텔레메트리는 OBDH RS-485 및 1553B 버스들을 통해 처리된다. 이러한 개념은 표준 원격 버스유닛 인터페이스 및 표준 1553B 인터페이스를 이용한 모듈화 개념을 적용하여 복잡한 탑재체들의 제어가 가능하다. 특히 탑재체 설계의 후반부 변경,

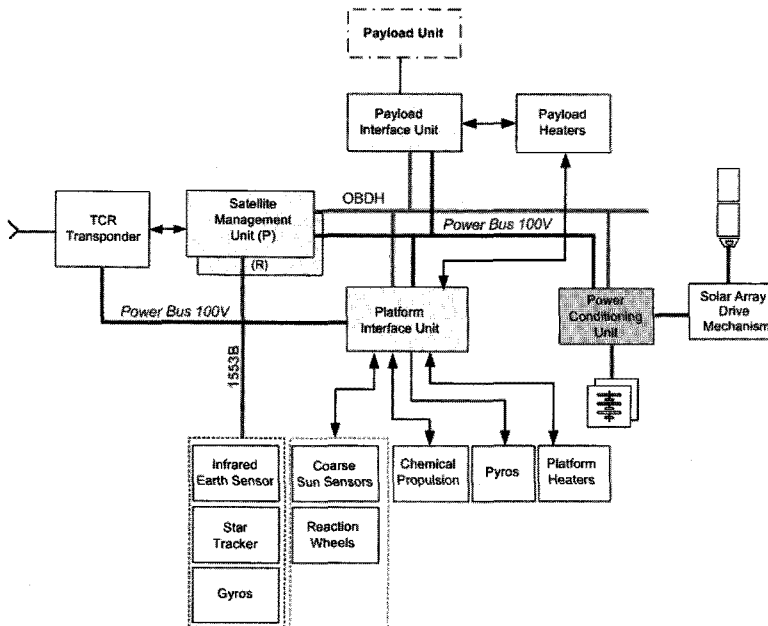


〈그림 7〉 Spacebus 모델 구조물 전개도

간단한 조립, 검증 절차 및 위성 운영이 쉽다는 장점을 갖는다. 이 서브시스템의 리턴턴시는 고장검출 및 복구설계에 의해 고장이 발생할 경우 사용이 가능 한 통신수단을 통해 빠른 재구성이

가능하다는 장점을 제공한다. Spacebus 4000 모델은 생성전력이 점차 증가함에 따라 완전 정류된 100V 버스가 사용된다. 낮 기간 및 식 기간 전력조절을 위한 전력 조절 유닛이 용량에 따라 하나 혹은 두 개가 사용되며, 배터리는 단위무게 당 최대효율을 갖는 리튬-이온 배터리가 사용된다. 태양전지어레이는 워당 10kW정도의 전력생성이 가능하며 최대 6장까지 확장 가능하다. <그림 8>은 Spacebus 4000 모델 서브시스템 블록 다이어그램을 보여준다.

자세제어 시스템은 Spacebus 3000 모델을 기본으로 하였으며, 자세지향 정밀도는 요(yaw) 축에 대해 별 추적기가 사용되며, 자세지향과 위치유지에 대해 단일모드 운용방식을 사용한다. 센서들과 구동기 들은 표준화 및 완전 리턴턴시 개념을 가지며, 자세 정밀도 성능은 두 개의 지구 센서 상실 후에도 보장이 가능하다. 3축 제어를 위해 하나의 모멘텀 휠과 두 개의 반작용 휠을



〈그림 8〉 Spacebus 4000 모델 서브시스템 블록 다이어그램

사용하며, 다른 일반적인 위성 버스와 마찬가지로 자세결정을 위해 2개의 2축 감지 지구센서와 3개의 2축감지 태양센서가 사용된다. 고장검출 및 복구회로는 임무실패의 가능성을 최소화하며 강인한 운영을 가능하게 한다.

마. Eurostar 3000 모델 (유럽, Astrium사)

최근 개발된 정지궤도 천리안위성의 공동협력 기관이기도 한 아스트리움사는 고성능 정지궤도 통신위성인 Eurostar 시리즈를 개발하였다. 먼저 E2000+ 모델은 방송임무에 있어 가장 많은 위성을 제작하였으며, 최근 개발된 E3000 모델은 6.4톤, 14kw까지의 중형급이상의 정지궤도 위성을 위해 개발되어 Eutelsat, Inmarsat, Intelsat, Hispasat 및 Telesat 등과 같은 정지궤도 통신위성의 표준모델로서 사용되고 있다. 아스트리움사는 1970년 OTS위성 발사이후 3축 안정화 시스템을 사용하여 왔으며, 1990년에 최초로 정지궤도 Eurostar 모델에 모든 디지털 전장유닛이 적용되었다. Eurostar 위성 플랫폼은 모듈개념을 사용하고 있으며, 모든 임무에 공통적으로 사용되는 표준 부품들을 장착하는 서비스 모듈과 특정한 임무요구사항에 맞춰 제작되는 탑재체 모듈로 구성된다. E3000 모델과 E2000+ 모델을 통해 폭넓은 범위의 무게와 전력요구량을 수용이 가능하다. <표 5>는 아스트리움사가 최근에 주력하여 생산하는 버스 모델의 기본사양을 보여주고 있다.

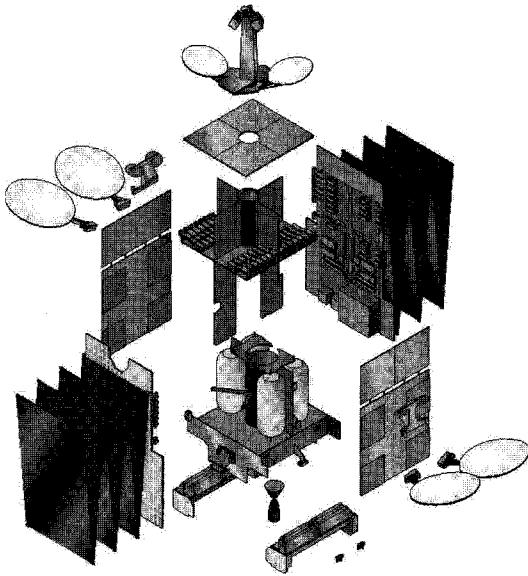
Eurostar E3000 형상은 복합재 실린더와 4개의 격벽으로 구성된 주변에 4개의 추진 탱크가 장착된다. E3000 구조물은 간단한 모듈형 구조물로서 서비스 모듈과 통신모듈이 독립적으로

<표 5> 아스트리움사의 E3000 버스 모델 기본 사양

| | Eurostar 2000 | Eurostar 2000+ | Eurostar 3000 |
|--------|---------------|----------------|---------------|
| 전력 생산량 | 2kW ~ 4kW | 4kW ~ 7kW | 7kW ~ 14kW |
| 발사 무게 | ~ 2300kg | ~ 3400kg | ~ 6000kg |

조립 가능하다. 두 모델의 기능적, 물리적 분리가능성은 동시에 조립이 가능하도록 한다는 장점이 있다. 또한 E3000 구조물은 임무에 맞게 변경이 가능하여 서비스 모듈의 구조가 모델에 맞게 정확하게 구현이 가능하며, 중심구조물은 다양한 통신모듈과 그 부속물들을 지지하도록 설계되어 있다. E3000버스의 주 구조물은 발사체 접속링, 하층바닥면 및 X/Y 전단벽으로 구성된 중심구조물, 탑재체 지지 상층 구조물 및 북쪽과 남쪽의 측벽으로 구성된다. 중심구조물은 다양한 통신모듈과 그 부속물들을 지지하도록 설계되어 있다. 열제어 서브시스템은 방열판을 통해 열을 우주로 방출하며, 다층박막절연재는 방열이 불가능지역으로부터 열 흐름을 최소화하도록 사용한다. 고발열부품들은 유닛으로부터 패널까지의 열전도경로를 제공하기위해 방열판 안쪽에 패널에 직접 장착한다. <그림 9>는 E3000 모델 구조물 전개도를 보여준다.

E3000 모델의 데이터 처리시스템은 탑재 컴퓨터, 탑재체 접속유닛 및 액츄에이터 구동유닛으로 구성된다. 핫 리던던시로 구성된 위성 탑재 컴퓨터는 MIL-STD-1750A 프로세서가 사용되며 원격명령 및 텔레메트리를 위해 CCSDS 프로토콜이 사용된다. E3000 모델의 데이터 처리시스템은 위성체내의 타 서브시스템과의 명령전송 및 텔레메트리 수집을 위해 위성체의 용량에 따라 최대 4개까지 탑재체 접속유닛 사용이 가능

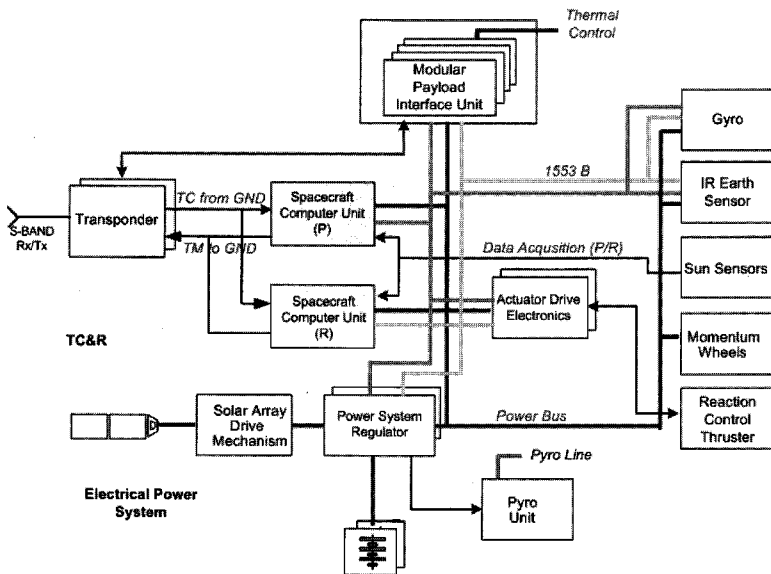


〈그림 9〉 E3000 모델 구조물 전개도

하다. 탑재컴퓨터와 타 서브시스템의 유닛간 데이터 버스는 MIL-STD-1553B를 통해 전송된다. 모듈형 개념의 E3000 하드웨어 및 소프트웨어 구조는 새로운 유닛의 장착이 용이하도록 하는 유연성을 갖고 있다. 또한 액츄에이터 구동

유닛은 자세제어용 휠 구동, 태양전지어레이 구동, 추진계 서브시스템 밸브구동 및 버스 열제어 및 모니터링 기능을 수행한다. 전력 서브시스템은 전력 조절기, 파이로 유닛, 태양전지어레이 구동장치로 구성되어있다. 버스전압은 E2000 모델에서 26-43V가 사용되었으나 E3000 모델에서는 완전조절방식으로 낮 기간 및 식 기간 동안 50V ± 1%로 조절된다.

탑재컴퓨터를 중심으로 접속되는 E3000의 자세제어시스템은 통신임무로 최적화되어 있으며, 모멘텀 바이어스 자세제어, 지구센서와 태양센서 및 2자유도 휠 구성을 통해 강인한 3축 안정화 시스템을 유지한다. 휠 셋은 위성의 고정 및 지향 동안 큰 외란에 대해 강인성을 제공한다. 높은 정밀도를 갖는 북/남 및 동/서 방향 모드 추력기와 안정화된 온보드 응용프로그램에 의해 자동화기능이 제공되며 휠-오프로딩은 이러한 동작동안 수행된다. 태양획득센서와 자이로 정보를 기반으로 하는 태양추적 생존모드는 전이궤도 혹은 운



〈그림 10〉 E3000 모델 구조물 전개도

용케도에서 시스템레벨의 감시항목들에 의해 동작된다. 지구센서는 지구지향모드에서 피치와 롤 축 결정을 위해 1553버스를 통해 데이터를 제공한다. 태양획득센서는 태양획득모드와 생존모드에 대해 지구반구 시야각에 대한 아날로그 신호를 제공하며, 정밀태양센서는 전이궤도와 운용궤도동안 정확한 2축 측정을 제공한다. 피치축 모멘텀, 3축 반작용 토크 및 모멘텀축적 능력을 제공하는 휠 셋은 주 전력버스에 의해 전력이 제공되며 휠 구동기를 통해 제어된다. 추력기 서비스 시스템은 14개로 구성된 반동제어추력기와 액체추진엔진으로 구성되며, 모든 추력기들은 감시 보호기능을 갖고 있으며, 탑재컴퓨터 고장시 자동으로 정지된다.

III. 정지궤도위성 국내기술개발 현황

1. 국내정지궤도 위성 현황

국내 정지궤도 위성은 KT사에 의해 도입된 무궁화위성, 일본과의 공동소유방식으로 발사된 DMB 위성인 한별위성과 최근 발사된 천리안위성이 있다. 먼저, 통신 및 방송 목적을 위해 구매한 무궁화위성 1호 및 2호는 약 1.5톤급 위성으로 Lockheed Martin(미국)사에 의해 제작되어 1995년 8월과 1996년 1월 각각 발사되었다. 무궁화위성 3호(1999년 9월 발사)는 Lockheed Martin사에 의해 제작되었으며 발사무게 약 2.8톤의 중형급위성이다. 무궁화위성 5호(2006년 8월 발사)는 Alcatel Alenia Space사(프랑스)에 의해 제작 되었으며 발사무게 약 4.5톤급의 중대형 위성이다. 금년 말 발사예정인 무궁화위성 6호(탈레스 알레니아스페이스 제작)를 포함

하면 방송통신용으로 총 5기의 정지궤도위성이 발사 및 발사예정에 있다. 한별위성(동경 144도-일본과 공동운용)의 경우는 SK텔레콤과 일본의 위성 DMB(디지털멀티미디어방송) 사업자 MBCo간의 위성공동소유계약에 따라 한·일 공용으로 제작된 위성이다.

무궁화위성이나 한별위성과 같이 국내 통신사업자가 상용서비스를 목적으로 해외위성업체로부터 위성을 직접 구매하여 발사한 경우와 달리 천리안위성의 경우는 악천후 및 국지적 기상관측자료의 정확도를 제고하고 해양환경의 보존과 해양수산 자원의 관리에 효율적으로 대처하기 위해 국내연구진과 해외제작업체(프랑스 아스트리움사)와 공동협력을 통해 개발된 국내 최초의 정지궤도위성이다.

2. 천리안 위성 개발 현황

천리안위성은 정지궤도위성으로 2003년 9월 위성개발사업이 착수된 후 설계, 조립 및 최종 우주환경시험을 거쳐 2010년 6월 27일(한국시각) 발사되었다. 천리안위성은 발사중량 약 2,460kg, 최대생성전력 약 2.6kW이며, 위성운용수명은 7년으로 동경 128.2도에 위치한다. 천리안위성의 주요제원은 <표 6>과 같다.

천리안위성의 개발방식을 살펴보면, 먼저 시스템 총괄은 항공우주연구원에서 수행 하였으며 위성 본체의 설계분야는 항우연과 해외 협력사가 각 분야별 설계를 분담하여 공동수행 하였다. 천리안위성의 모든 조립 및 시험은 국내 시설에서 항우연 및 해외사의 공동책임 하에 수행되었으며, 정지궤도 우주환경시험을 위해 진동/음향 시험기 개량, 정지궤도 위성용 대형열진공 챔버, 정지궤도 위성용 대형 조립 시험동이 개발되었

〈표 6〉 천리안위성 주요제원

| | |
|-------|--|
| 운용궤도 | 동경 128.2° 상의 정지궤도 (적도 약 36,000km 상공) |
| 질량 | 약 2,460kg (발사시) |
| 전력량 | 약 2.6kW (10년기준 태양전지판 전력생성량) |
| 크기 | 발사시 : 2.8m×2.2m×3.7m (폭×길이×높이) 궤도상 : 5.3m×8.7m×3.7m (폭×길이×높이) |
| 수명 | 7년 이상 (운용수명), 10년 이상 (설계수명) |
| 탑재체 | 기상, 해양 및 통신(Ka-band) 탑재체 |
| 지향정밀도 | 위도/경도기준 ±0.05° |

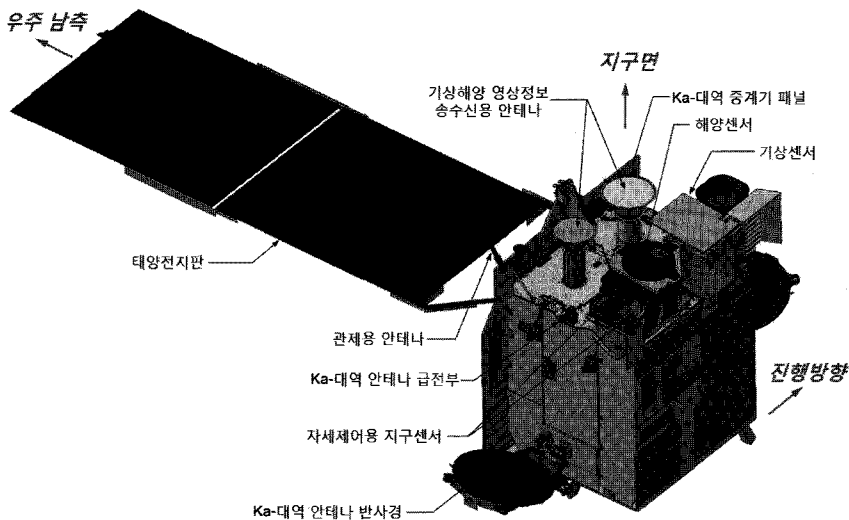
다. 또한 천리안위성 임무수행을 위한 송수신자료전처리 시스템 및 위성관제시스템은 국내기술진에 의해 독자적으로 개발되었다.

국내기업체의 경우는 위성체 하드웨어 제작분야에 참여하였다. 전체 구조계의 대부분을 대한항공이 제작하였으며, 다층박막단열재는 두원중공업, 위성하니스 분야는 한국항공우주산업, 태양센서 및 관측영상위치 보정 소프트웨어개발에는 썬트릭이아가 참여하였다. 개발된 천리안위성의 형상도는 <그림 11>과 같다.

천리안위성은 3개의 주요탑재체가 탑재되었

으며 주요임무는 다음과 같다. 먼저 기상탑재체는 가시광 영역과 적외선 영역의 5개의 분광채널을 가지고 있다. 가시광 채널(VIS)은 해상도가 1km이며 지구 대기 및 구름 등에서 반사된 태양복사를 측정한다. 적외선 채널은 단파적외(SWIR), 수증기(WV), 장파적외1(WIN 1), 장파적외2(WIN 2)의 4개의 채널로 구성되어 있으며 해상도가 4km 이고 지구로부터 방출되는 적외선 복사를 관측한다. 기상탑재체의 지구 관측 영역은 전지구, 아시아 지역, 한반도 주변 관측 등 전지구내 임의의 지역이 가능하며, 위험 기상 발생 시 최대 8분 간격의 한반도 인근지역 관측이 가능하다.

해양탑재체는 정지궤도에서는 세계 최초의 해양관측을 위한 목적으로 개발된 해상센서로서 가시광선과 근적외선 영역의 8개의 밴드에 대해 화소당 500m 공간해상도로 한반도를 중심으로 약 2,500 × 2,500 km 영역을 한 시간 간격으로 낮 시간 동안 하루에 8회 관측을 수행한다. 하루에 한 번만 동일 지역 관측이 가능한 기존의



〈그림 11〉 천리안위성 형상도

저궤도 해양위성에 비해 정지궤도에 위치한 해양탐재체의 경우 매시간 같은 지역의 관측자료 획득이 가능하므로 구름 및 황사와 같은 대기의 영향으로 인한 위성자료의 활용도 저하문제를 어느 정도 해소할 수 있으며 매시간 단위로 변화하는 단기 해양현상 연구에 매우 유용하다.

국내에서 개발된 통신탐재체는 남한 빔과 북한 빔을 갖는 최신 Ka대역(20~30GHz) 주파수 이용기술 확보와 신규 위성방송통신 서비스 및 공공통신 서비스를 위한 실용화 시험을 위해 한국 전자통신연구원에 의해 독자적으로 개발되었다. 국내에서 개발한 위성 고화질(HD)TV 전송 기술 등 신규 서비스를 검증하고, 재난비상 위성 통신 등 공공통신망을 검증하는 임무를 수행할 예정이다.

IV. 국내 정지궤도위성의 향후 개발계획

미국 및 유럽의 대형 위성개발회사에 의해 개발되는 해외 정지궤도 위성 모델의 주요 기술적 특성에서 살펴본바와 같이 해외 주요 위성개발회사들은 위성버스모델의 모듈화 및 핵심소재의 경량화를 통해 발사비용의 저감을 추구하고 있다. 따라서 상업용 정지궤도 통신방송위성의 경우는 짧은 개발기간, 대형화, 경량화 및 모듈화를 통해 정지궤도 위성시장에서의 경쟁력을 확보하고 있다.

국내의 경우는 2011년부터 국내주도로 기상, 해양, 환경센서가 탑재된 중소형급 정지궤도 복합위성의 독자모델을 개발할 예정이다. 천리안 위성을 통해 확보된 정지궤도 시스템 및 본체 개발기술을 기반으로 재정적/기술적 위험부담을

줄이고 다양한 요구조건에 대응이 가능한 중소형급 정지궤도 위성 독자모델을 확보함으로써 중소형급 위성탐재시장에서 경쟁력을 확보할 것으로 예상된다.

참고문헌

- [1] K. Faller, "MTSAT-1R: A Multifunctional Satellite for Japan and the Asia-Pacific Region," Proceedings of the 56th IAC 2005, Fukuoda, Japan, Oct., 17-21, 2005.
- [2] Vince M. Stephens, "A2100 Commercial Satellites Integrated Mechanical Analysis", 1997 MSC Aerospace Users Conference, Newport Beach California November, 17-20, 1997.
- [3] Koedinger, M. & Brissonnaud, T. H., "The thermal control of Spacebus 3000: Arabsat II", Sixth European Symposium on Space Environmental Control Systems, Noordwijk, The Netherlands, 20-22 May, 1997. pp.57
- [4] J.M.Autric, D.Catherall, C.figus, T.Brockhoff and R.LaFranconi, "Design, Development and Validation of the Eurostar 3000 Large Propellant Tank", 4th International Spacecraft Propulsion Conference, Cagliari, Sardinia, Italy 2-4 June, 2004. pp.53.1-53.6.
- [5] Kalmanson, Phillip C.; Schueler, Carl; Do, Michael; Lam, Quang, "A standardized interface and accommodation methodology for commercially hosted payloads on

the StarBus”, Proceedings of the SPIE,
Volume 7087, pp.70870R-70870R-12.

저자소개



최재동

1993년 2월 충남대학교 공대 전기공학과 학사
1995년 2월 충남대학교 전기공학과 석사
2000년 2월 충남대학교 전기공학과 박사
1994년 10월~1996년 2월 한국과학기술원 인공위성연
구소 연구원
1996년 3월~현재 한국항공우주연구원 책임연구원
주관심 분야 : 정지궤도 위성시스템/전기 시스템

저자소개



양군호

1985년 2월 서울대학교 기계공학과 학사
1987년 2월 한국과학기술원 기계공학과 석사
1996년 2월 한국과학기술원 기계공학과 박사
1985년 3월~1990년 8월 (주)LG전자 주임연구원
1990년 9월~1996년 2월 한국과학기술원 연구조교
1996년 3월~2003년 2월 한국항공우주연구원 선임
연구원
2003년 3월~현재 한국항공우주연구원 책임연구원,
팀장

주관심 분야 : 정지궤도 위성시스템