

정지궤도 복합위성의 본체 형상설계 동향

글/박종석 jongpark@kari.re.kr, 김창호, 김성훈,
양균호

한국항공우주연구원 통신해양기상위성사업단 체계종합그룹

1. 서론

국가 우주개발 중장기 기본계획의 일환으로 추진 중인 정지궤도 위성개발사업이 해외협력업체와의 계약으로 중요한 국면으로 접어들고 있다.

일반적으로 정지궤도 위성의 경우 통신이나 방송을 목적으로 개발된 것이 사실이나 정지궤도상에 운용되는 특성상, 특정 지역의 상공에서 24시간 임무 수행이 가능하다는 장점 때문에 기상예측이나 환경변화관찰 등 지구관측분야로 그 활용 범위를 넓혀가고 있다. 그러나 한정적인 궤도나 주파수 문제로 인해 각각의 목적을 위해 위성을 투입하는 것이 매우 제한적이라는 어려움이 있다. 따라서 여러 가지 임무 수행을 위해 별개의 위성을 운용하는 것 보다 제반 임무들을 동시에 수행할 수 있는 위성을 투입하는 것이 비용이나 궤도의 이용 측면에서 효과적인 것으로 인식되기 시작했다.

이러한 측면에서 위성 개발 분야에서 제3세계 국가라 할 수 있는 인도나 일본은 정지궤도 상에서 통신 외에 부가적인 임무를 함께 수행하는 복합위성을 개발하여 운용 중에 있다.

인도의 ISRO는 최초의 통신, 방송과 기상관측 목적의 복합위성인 INSAT(Indian National SATellite) 프로그램을 진행해 오고 있고, 일본은 JAXA 주관 하에 항공기 관제 및 기상관측 목적의 복합위성인 MTSAT (Multi-functional Transport SATellite) 프로그램으로 2005년 2월 위성 발사에 성공했다.

그러나 복합임무가 부여되는 경우, 위성전체의 신

뢰성이 떨어지고, 각 탑재체가 상이한 특성을 가지면서 독립적으로 운용 되어야 하는 점 등으로 위성체 형상이나 각종 장비들의 배치 설계 시 여러 가지 제한을 받게 되는 단점도 있다.

본 논문에서는 운용 중이거나, 설계 중인 대표적인 복합위성이나 기상위성의 본체 형상을 비교, 분석하여 현재 진행하고 있는 정지궤도 복합위성의 설계에 참고하고자 하였다.

2. 본론

2.1 정지궤도 위성체 동향

복합위성은 신뢰성을 유지하면서 설계 변경을 최소화 하고, 비용을 절감하기 위해 상용화된 정지궤도 통신위성의 본체 시스템을 기반으로 하며, 여기에 주어진 임무에 맞는 탑재체를 수용할 수 있도록 변경하여 구성하는 것이 일반적이다. 따라서 복합위성의 본체 형상은 전반적으로 상업용 통신위성의 그것과 일치한다고 할 수 있다.

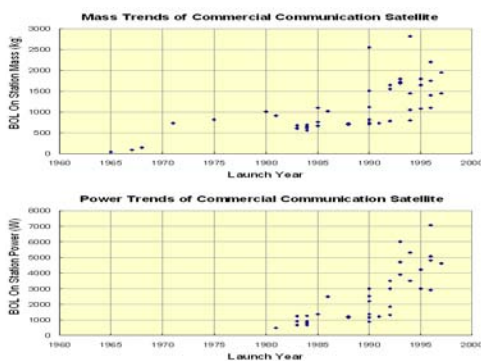


그림 1 상업용 정지궤도 통신위성 설계 동향

상업용 통신위성의 중량과 전력량 추이를 그림 1에 나타내었는데, 두 설계인자 모두 시간이 지남에 따라 지속적으로 증가하고 있음을 알 수 있다. 이는 위성을 이용한 전화, 텔레비전, 데이터 서비스 등에 대한 지속적인 수요 증가로 시장이 확대됨을 의미하는 것으로, 위성 제작사들은 대형 안테나 장착과 전력량 증대를 위해 보다 큰 사이즈의 본체나 태양전지판을 갖는 위성설계개념을 도입함으로써 시장 변화에 대응해 왔다[1].

향후 상업용 발사체에서 탑재 위성의 크기 제한조건만 해결 된다면 위성통신 서비스에 대한 지속적인 수요 증가로 인해 정지궤도 위성의 크기와 용량은 증가하리라는 예측이 지배적이다.

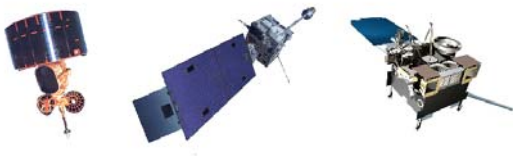


그림 2 정지궤도 기상위성 형상 변화 (GOES)

복합위성이나 기상위성의 경우에는 부가적으로 탑재되는 광학센서의 특성에 따라 위성체 시스템 형상에 대한 변화도 진행되고 있다.

그림 2는 정지궤도 기상위성중 하나인 GOES (Geostationary Operational Environmental Satellite)에 대한 위성형상 변화를 나타낸 것이다. 최초 스피너형의 실린더 형태에서 짧은 관측시간과 전력 생성량 제한 등의 문제로 인해 사각형의 3축 안정화 위성으로 변화하였다. 비교적 대용량의 전력생성이 가능해 지고, 공간활용도도 높아져 다양한 탑재체의 장착이 가능해 졌다. 그러나 광학센서의 원활한 냉각 성능 확보를 위해 센서 반대쪽에만 태양 전지판을 부착할 수 있는 제한적 형상을 갖게 되었고, 이는 태양풍으로 인한 토크 모멘트 발생으로 이어져 solar sail이나 trim tab의 추가 장착을 불가피하게 하였다.

최근에는 고효율 태양 전지 셀의 등장으로 태양 전지판 면적이 작아져서 모멘트를 고성능의 자세제어시스템으로 제어함으로써 solar sail 등의 장착이 불필요 해지고 있다. 또한 MTSAT의 JAMI (Japanese

Advanced Meteorological Imager) 등과 같은 탑재체에서는 능동형 냉각기 개발이 시도되고 있어 향후 태양 전지판 장착에 대한 제한이 해결되고 전력공급 용량도 늘어날 것으로 보인다. 따라서 머지않아 대용량의 통신위성에 지상 관측용 탑재체가 장착된 복합 위성이 출현할 수 있을 것으로 기대된다[2].

2.2 정지궤도 기상 및 복합 위성 프로그램

현재 진행되고 있는 대표적인 복합위성과 기상위성 프로그램은 표 1과 같다. 위에서 살펴본 바와 같이 주요 위성 프로그램들이 진행되어 갈수록 위성이 제공하는 영상에 대한 품질 향상이나 전송 속도 개선요청이 위성체에 변화를 일으키고 있다. 이는 전력이나 질량뿐만 아니라 위성의 자세 제어 방식이나 탑재체에 대한 요구조건으로 이어져 새로운 방식의 위성 본체 도입을 의미 한다고 할 수 있다.

이장에서는 이러한 경향을 바탕으로 각각의 프로그램에서 진행되어 오고 있는 위성의 변화를 본체 형상 측면에서 고찰하고자 한다.

표 1 주요 정지궤도 복합위성 및 기상위성 현황

위성명	발사시기	발사 질량 (kg)	전력 (kW)
METEOSAT	'77~'97	720	0.3 @ BOL
MSG	'02~'09	2,000	0.7 @ EOL
GOES I~M	'94~'01	2,100~2,300	1.1 @ EOL
GOES N~Q	'05~'08	3,133	2.3 @ BOL
INSAT-1	'82~'90	1,152~1,190	1.0 @ BOL
INSAT-2	'92~'93	1,906	1.5 @ BOL
INSAT-2E	'99	2,550	2.5 @ BOL
INSAT-3A	'03	3,035	3.3 @ EOL
MTSAT-1R	'05	2,900	2.7 @ EOL

2.2.1 METEOSAT

유럽 각국의 협력아래 30여 년간 성공적으로 진행되어 온 프로그램으로 70년대 후반 개발 이후 현재까지 회전 안정화 방식의 본체 시스템을 고수하고 있다. 그러나 고정밀도 광학탑재체의 장착과 대용량 획득영상의 신속한 전송을 위해 통신 시스템의 성능 개량이 요구되고 있는 상황에서 위성본체의 형상 변화가 예상 되고 있다.

① MSG (Meteosat Second Generation)

기상예측의 정확도 향상에 대한 요구에 부응하여 기존 Meteosat에서 고성능의 관측 센서와 데이터 전송 시스템으로 개선된 2세대 위성으로, 지름 2.1미터 높이 3.2 미터의 3단 실린더 형상을 갖는다. 궤도상에서 위성체 주축을 중심으로 100RPM으로 회전 하며 자세 제어를 수행하는 기존의 회전 안정화 방식은 유지하고 있다.

위성본체 구조는 그림 3과 같이 세 개의 실린더가 연결된 형태를 갖는다. 그 중 주 원통형 구조물 내의 메인 플랫폼 상에 광학탐재체를 포함한 대부분의 서브시스템 전자박스들이 위치하고, 그 실린더 표면에는 6개의 패넬로 구성된 태양 전지판이 장착된다[3].

상부의 작은 실린더형 구조물에는 위성 관제 및 탑재체 자료 송수신을 담당하는 안테나 시스템이 설치되고, 전체 시스템중 상당한 무게를 차지하는 추진 시스템은 구조적 안정성을 고려하여 위성체 하부에 스트럿에 의해 지지되는 튜브 구조물에 장착된다. 안테나 플랫폼과 메인 플랫폼사이에는 스트럿 어셈블리가 배치되어 위성체 전체의 강성을 유지하고, 하중을 전달하는 역할을 한다.

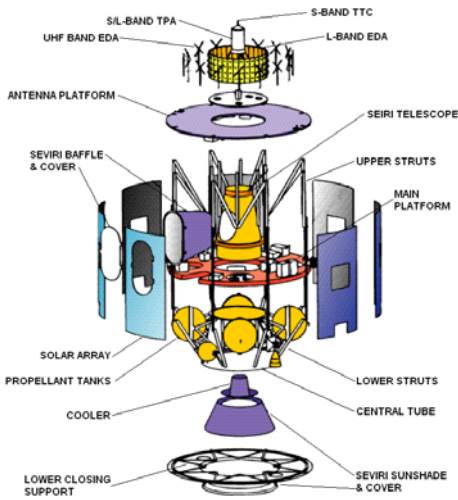


그림 3 MSG의 위성본체 형상

② MTG (Meteosat Third Generation)

MSG 에 이은 3세대 미래 기상위성 프로젝트로, 기상 센서의 관측 빈도 및 해상도 향상과 관측 영역

의 확대에 대한 요구조건을 바탕으로 진행 중이다.

영상자료에 대한 해상도 향상 및 관측 빈도 증대 요구는 기존 회전 안정화 방식의 위성에 시스템 측면의 변화를 요구한다. 따라서 3축 안정화 방식의 사각형 박스 형태 본체가 고려되고 있으며 그 형상에 관한 설계 개념 중의 하나가 그림 4에 보이는 것과 같다[4].

사각형 형상의 위성체 상부에 적외선 탐측기(IR sounder)와 자외선 가시 탐측기(UV visual sounder)로 대표 되는 탑재체들이 장착되고, 이 장비들의 원활한 냉각을 위해 한쪽 패넬 쪽에만 태양 전지판이 장착되는 형상이 제안되고 있다.

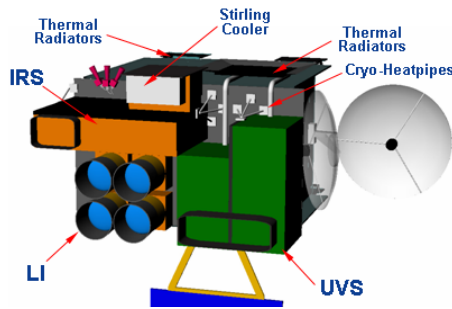


그림 4 MTG의 형상 시나리오

2.2.2 GOES

기상예측, 대형 폭풍의 추적, 기상과학 등의 목적으로 기상영상 및 여러 가지 관측 데이터들의 수집 및 전달을 지속적으로 수행하기 위해 시작된 GOES 프로그램은 1974년 첫 번째 위성을 발사한 이후 서비스 향상 요청에 따라 지속적으로 진화하고 있으며 현재 여러 가지 기상 관련 위성들의 표본 모델이 되어 오고 있다.

최근의 기상위성의 개발 동향을 고려하여 GOES 프로그램에서 사용되고 있는 위성본체 형상들을 발전 단계별로 살펴 보고자한다.

① GOES I-M

GOES I-M은 3축 안정형의 박스 형태로 Space Systems Loral(SS/L)사의 LS-1300 본체 시스템을 바탕으로 기존 프로그램에서 진보된 기상관측을 위해 영상기와 탐측기를 함께 장착하고 있다.

탑재체 자체의 냉각기 성능에 미칠 수 있는 영향

착되는 허니콤 패널들로 구성된다.

추진계 탱크들은 위성체 중심부 격벽사이에 스트럿들로 연결된 채 위성체 상하면 플랫폼에 장착되며, 영상기와 탐측기는 광학 벤치를 이용하여 상부 플랫폼에 장착함으로써 위성본체로부터 받을 수 있는 열탄성 하중을 절연시키게 된다. 본체 높이에 비해 상대적으로 대형화된 태양 전지판의 부착을 위해서는 스트럿을 이용한 고정 지그가 설치된다[6].

③ GOES-R

2012년 발사를 목표로 현재 개발 중인 GOES 미래 모델로 통신 기능의 혁신이 이뤄질 것으로 예상된다. 태양 활동, 우주전하환경과 지구 자기장, 온도 및 습도 분포, 구름 특성 등의 다양한 자료획득을 통해 기상 관측을 하게 되며 수집하는 자료량과 전송량의 획기적인 증대와 신뢰도 향상을 목적으로 하며, 그림 9에서 보이는 바와 같이 임무 탑재체들을 두개의 위성에 분산 배치하여 사용하는 방식이 고려되고 있어 본체 형상의 단순화가 가능해질 것으로 보인다[7].

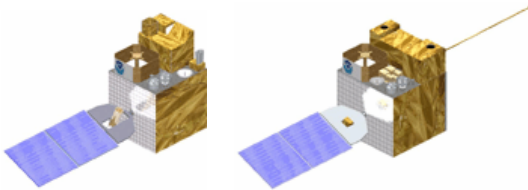


그림 9 GOES-R 형상 개념

2.2.3 MTSAT

지상의 항공 교통 시스템 보안을 위한 항공기 운항 제어와 기존의 기상위성 GMS-5의 대체 목적의 기상 관측 임무를 동시에 수행하기 위해 일본 JAXA에 의해 개발된 복합위성이다.

SS/L사의 LS-1300 본체 시스템을 사용하고 GOES I-M에 사용된 장비들을 도입하여 그림 10에서 보이는 바와 같이 GOES I-M과 유사한 형상을 갖는다.

사각형의 3축 안정화 위성으로 중심부에 경량의 실린더형 튜브를 장착하여 두개의 구형 추진계 탱크

를 지지하면서 위성체 전체의 하중 전달 경로로 사용하고 있다[8].

대부분의 전자박스들은 안쪽에 위치하고, 항공관제용 통신 안테나는 동/서 패널 상에, 기상 자료 송수신용 안테나는 지구방향 패널에 장착된다. 또한 남/북쪽 패널에는 히트 파이프가 삽입되어 통신 탑재장비들에 의해 발생하는 열을 제어하게 된다. 기상관측용 영상기는 태양 전지판으로 인한 열적 영향을 최소화하기 위해 자체 냉각기가 북쪽의 심우주를 향하면서 지구를 바라보도록 장착 된다.

GaAs 셀이 장착된 3개의 패널로 구성된 태양전지판은 위성체 남측 패널에 장착되며 그 반대쪽에 밸런스를 맞추기 위한 solar sail/boom이 위치한다.

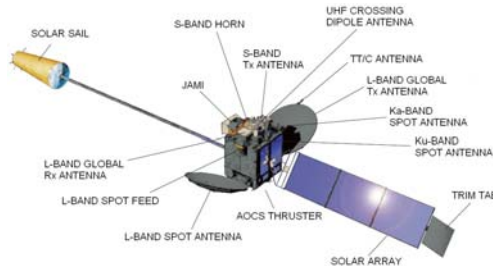


그림 10 MTSAT-1R의 계도 형상

2.2.4 INSAT

기상관측과 텔레비전 방송 중계 및 통신 목적으로 인도의 ISRO에 의해 개발된 최초의 3축 안정화 방식의 복합위성으로 ISRO의 I-3000 본체 시스템을 기반으로 하고 있다.

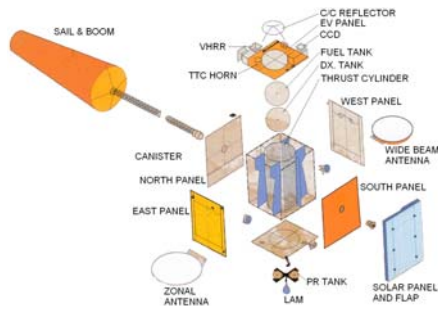


그림 11 INSAT-2E의 위성본체 형상

그림 11과 같이 물결모양의 금속재 실린더 구조물을 중심으로 연료와 산화제 탱크가 내부에 장착되고, 주변에 전자박스나 장비들 장착용의 패널이 배치되는 사각형의 3축 안정화 위성으로, 이 실린더가 발사체 접속용 1194 어댑터와 연결되어 주요 하중 전달 경로를 담당한다[9].

전술한 GOES I-M이나 MTSAT과는 달리 실린더 구조물 주변에 전단벽이 설치되어 장비 장착용 패널에 작용하는 하중을 실린더로 전달하는 역할을 한다.

가압탱크는 실린더내 LAM(Liquid Apogee Motor) 데크에 설치되고, 발사체 접속링은 LAM 어셈블리 및 가압탱크와 연결되어 이들을 지지하는 역할을 한다.

남/북 패널에는 발열량이 많은 장비들이 대부분 배치되어 듀얼 코어 방식의 히트 파이프가 장착되고, 조립 시험 특성상 용이한 탈/부착성 구현이 필수적인 배터리 모듈이 각각 남/북 패널에서 분리된 별개의 패널 상에 장착되는 형태로 구성된다.

2.3 통신해양기상위성

통신해양기상위성 (이하 COMS : Communication, Ocean & Meteorological Satellite)은 한반도 기상 및 해양 관측과 위성통신 중계기 시험을 목적으로 하는 정지궤도 복합위성으로 한국항공우주연구원 주관 하에 EADS Astrium과 공동 개발하며, Eurostar 3000 본체 시스템을 기반으로 제작될 예정이다.

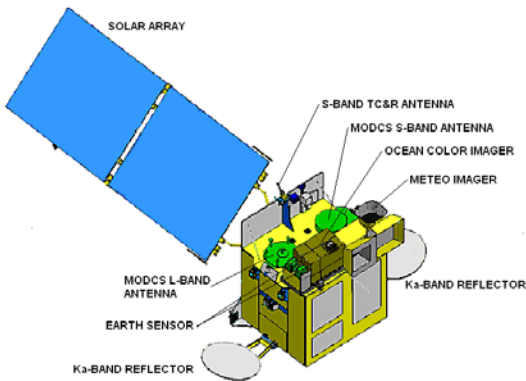


그림 12 COMS의 궤도 형상

2.3.1 위성본체 형상

COMS는 그림 12와 같이 사각형 단면 형상의 모듈구조로, 위성의 임무에 따른 통신탐재 모듈과 광학 탐재 모듈, 위성 자체의 운용을 담당하게 되는 서비스 모듈로 구성된다.

기상 및 해양센서와 자세제어용 지구센서는 위성 본체 구조물의 열변형에 의한 지향오차를 최소화하기 위해 위성체 상부의 복합재 접속평판을 이용해 열적 독립성을 보장하게 된다.

Ka대역 통신탐재채용 안테나는 시야각 확보에 어려움이 없도록 각각 동서방향 양쪽 패널에 안테나 전개조절장치를 매개로 장착된다.

기상센서의 원활한 냉각을 위해 냉각기 시야각이 확보되도록 태양 전지판은 남측 패널 한쪽에만 장착되고, 이로 인해 발생하는 외란 토크를 줄이기 위해 태양 전지판의 면적과 위성체 질량 중심 사이 거리를 최적화 하게 된다. 토크제어를 위해서는 고성능의 자세 제어용 작동기가 도입될 예정이다.

2.3.2 위성본체 접속

COMS 위성본체는 그림 13의 Mars Express와 같이 플로어와 전단벽 및 외부 패널로 구성된 단순한 구조를 가지며 추진계용 탱크는 위성체 중심부에 위치한다.



그림 13 Mars Express의 위성본체 형상

대부분의 전자박스들은 플로어와 남/북의 측면패널에 장착되며, 이 장비들의 하중은 플로어나 측면패널을 통해 위성체 중심부의 전단벽들로 전달되고 이는 다시 전단벽을 지지하는 브래킷들을 통해 발사체 접속부로 전달된다.

추진계 탱크는 앞에서 살펴본 대부분의 위성들이 실린더 구조물 내에서 측면 장착 방식을 사용하는데 비해 극 장착 방식을 사용하여 탱크 상/하부 끝단을 본체 구조물에 지지한다. 이때 하부와 연결되는 발사체 접속링 내에 빔 구조물을 삽입함으로써 강성을 보강하게 된다.

측면패널들은 조립/시험시의 편의를 위해 클릿(cleat)을 사용하여 플로어나 전단벽들과 결합되도록 함으로써 탈/부착이 용이하도록 설계된다.

3. 결론

정지궤도위성의 경우 증가하고 있는 통신 중계기의 전력 소모량과 데이터 전송량으로 인해 위성 설계의 중요 변수라 할 수 있는 질량과 전력 요구량이 증대되고 있는데 이는 곧 위성의 대형화를 의미한다.

정지궤도 통신위성의 본체 시스템을 기반으로 하는 복합위성은 이러한 크기나 전력 요구량 증대와 함께 탑재되는 센서에 대한 요구 조건의 변화로 인해 태양 전지판 장착 형상 등 시스템 측면의 변화가 진행되고 있는 상황이다.

이러한 변화는 실제로 여러 가지 복합위성이나 기상위성 프로그램들에서 관측되는데, 대부분의 위성본체 시스템이 태양전지판을 비대칭적으로 장착하는 사각형의 3축 안정화 방식을 채택하고 있고, 사각형 구조물 중심부에 강성 확보를 위한 실린더 구조물을 설치하고 있으며, 그 내부에는 위성 전체에서 상당한 질량을 차지하는 구형의 추진계 탱크를 위치시켜 관성 증대를 최소화 하면서 그 질량으로 인한 하중을 직접 발사체 접속 구조물과 연계 시키고 있다.

COMS에 적용될 위성본체 시스템의 경우 앞에서 살펴본 위성들과 비교할 때 여러 가지 유사한 점을 가지고 있으나, 위성체 주요 하중 전달 부재로 전단격벽을 도입한 것이나 추진계 탱크 형상과 설치 방법 등에서 차이를 보이고 있다.

이상과 같이 COMS의 위성본체 형상설계와 관련하여 전반적인 정지궤도 위성의 설계 경향과 함께 여러 가지 복합위성과 기상위성 프로그램들에서의 위성본체 형상 설계 개념들을 살펴보았다. 이러한 일련의 자료들을 바탕으로 각각의 장, 단점들을 충분히 분석하여 향후 COMS 프로그램에서 위성본체 형상설계를 진행하는데 참고 하게 될 것이다.

참고문헌

1. Jilla, C. D. and Miller, D. W., "Satellite Design : Past, Present, and Future", International Journal of Small Satellite Engineering, Vol. 1, Issue 1, July 1997.
2. Jeffrey Puschell and etc., "Japanese Advanced Meteorological Imager (JAMI):Design, Characterization and Expected On-Orbit Performance", ITSC XIII Proceedings, Sainte Adele, Canada, 29 October 2003~4 November 2003.
3. Schmetz, J., P. Pili, S. Tjemkes, D. Just, J. Kerkmann, S. Rota, and A. Ratier, "An Introduction to Meteosat Second Generation (MSG)", Bull. Amer. Meteor. Soc., Vol. 83, No. 7, pp 977-992.
4. Rolf Stuhlmann and etc., "Plans for EUMETSAT's MTG Geostationary Satellite Program", 3rd GOES-R User's Conference, Colorado, USA, 11 May, 2004
5. NASA Goddard Space Flight Center, "GOES I-M Data Book." 1996
6. NASA Goddard Space Flight Center, "GOES NO/P/Q - The Next Generation". 2001
7. Nathaniel Feldman, Samuel Lim, Michael Madden, Jim O'Neal, and Kenneth Shere, "Going the Distance : GOES-R and the Future of U.S Geostationary Environmental Satellite", Cross Link, Vol.6, No.1, 2005
8. Rocket System Corp., "MTSAT-1R Configuration", <http://mtsatsat1r.rocketssystem.co.jp/summary/mtsatsat1r.pdf>
9. ANTRIX Corp., "Presentation to KARI : INSAT Bus Configuration", December 2001