

고해상도 지구관측위성 본체 형상설계 동향

임재혁*, 김경원**, 김선원***, 김진희****, 황도순*****

Recent Trend of the Configuration Design of High Resolution Earth Observation Satellites

Jae Hyuk Lim*, Kyung-Won Kim**, Sun-Won Kim***, Jin-Hee Kim****, Do-Soon Hwang*****

ABSTRACT

The goal of the paper is to discuss the recent trend of the configuration of high resolution LEO(Low Earth Orbit) EO(Earth Observation) satellites. The satellite configuration is decided by considering several factors such as mission, payloads, launch vehicle, propulsion and attitude control module. The advent of commercial companies selling satellite's images in 2000's requires additional changes of the satellite system to be capable of obtaining many high resolution images quickly. In order to meet customer's needs, the overall configuration of satellites is designed to be compact and stable without the loss of structural integrity and reliability. Among design changes, the configuration change of satellites is treated intensively in the paper.

초 록

본 논문에서는 최근에 개발된 고해상도 지구관측위성의 본체 형상설계 동향에 대해 기술하고자 한다. 인공위성의 본체는 임무, 탑재체, 발사환경, 임무특성, 자세제어 및 추진시스템에 따라 다양한 형상을 갖는다. 또한 2000년대 들어서 시작된 위성영상의 상업화에 따른 영상수요의 증가는 고해상도 영상을 신속히 많이 획득할 수 있는 위성시스템을 요구하고 있다. 이러한 요구에 맞춰 위성의 본체는 가벼우면서도 안정적으로 탑재체를 지지할 수 있도록 설계되고 있으며, 이 중에 형상설계 변화를 본 논문에서 집중적으로 살펴본다.

Key Words : Configuration Design(형상설계), Satellite Image(위성영상), SAR(합성개구면 레이더) Observation Satellites(관측위성), Solar Array(태양전지판)

* 임재혁, 한국항공우주연구원 위성연구본부 위성기술실 위성구조팀
ljh77@kari.re.kr

** 김경원, 한국항공우주연구원 위성연구본부 위성기술실 위성구조팀
kwkim74@kari.re.kr

*** 김선원, 한국항공우주연구원 위성연구본부 위성기술실 위성구조팀
sunwkim@kari.re.kr

**** 김진희, 한국항공우주연구원 위성연구본부 다목적5호 체계팀
kimjh@kari.re.kr

***** 황도순, 한국항공우주연구원 위성연구본부 위성기술실 위성구조팀
dshwang@kari.re.kr

1. 서론

우리나라는 1999년과 2006년에 저궤도 지구관측 위성 다목적실용위성 1호 및 2호를 성공적으로 개발하여 발사하였다. 2010년에 5호, 2011년에는 3호가 발사예정이며 3호의 설계기술이 기업에 이전되어 2013년에 3A호를 발사할 예정이다. 이와 더불어 기업주도의 관측위성 개발도 활발히 진행되어 Satrec-i가 개발한 소형위성 RazakSAT 및 DubaiSat-1이 2009년에 성공적으로 발사되어 임무 수행 중이다. 위성영상의 판매사업도 실시하여 2009년에는 다목적실용위성 2호의 영상(흑백 1m, 칼라 4m)을 UAE에 2200만 달러에 판매하는 성과를 이루기도 하였다. 아울러 5호와 3호가 발사되면 1m이하 급의 고해상도 영상의 활용이 가능해 영상사업이 더욱 활발해 질 것이라 예상된다.

2000년 이전에 위성영상은 주로 지도제작, 측량, 군사, 첩보 등과 관련된 국가사업을 목적으로 활용되었으나 1999년에 발사된 IKONOS가 고해상도 영상(흑백 1m, 칼라 4m)의 판매를 시작함에 따라 본격적으로 그 활용도가 높아졌다. 이로 인해 고해상도 영상을 판매하기 위한 기업인 ORBIMAGE(현재

GeoEye)[1], Digital Globe[2], Spot Image[3], Infoterra GmbH[4]등이 생겨나기 시작하였고 이들은 고해상도의 영상을 단시간 내에 많이 획득할 수 있는 기동성 있는 고성능 위성시스템을 요구하였다. 이러한 소비자의 요구를 만족시키기 위해 위성시스템 전반에 걸쳐 설계의 변화가 일어났으며 고해상도 관측 탑재체가 앞 다투어 개발되었다[5]. 고해상도 탑재체의 개발은 탑재체의 크기와 무게를 증가시켰고 본체 설계에도 영향을 끼쳐 탑재체를 장착할 수 있는 넓은 공간과 이를 안전하게 지지할 수 있는 장치가 고려될 수 있도록 하였다. 또한 높은 기동성을 갖게 하기 위해 가볍고 민첩한 위성본체를 요구하였다. 이런 변화에 맞추기 위해 모든 임무에 적합한 다목적 위성본체를 개발하여 제작기간과 비용을 획기적으로 줄이려는 노력도 있었으나 본체의 중량이 꽤 증가하는 문제로 인해 일반화되지 못하였다. 대신 위성개발사 별로 위성임무 특성에 맞춘 본체 플랫폼이 널리 사용되고 있다. 지난 2010년 3월 30일에는 NASA의 Rapid Spacecraft Development Office (RSDO)에서는 미래의 관측위성 개발사업인 RAPID-III을 위해 효율적인 8개의 상용 본체 플랫폼을 선정하였다(표 1)[6]. 위성의 수명, 제작기간, 본체 및

표 1. RAPID-III사업에 선정된 8개의 위성 본체 플랫폼(6)

판매회사	명칭	Spacecraft Delivery (개월)	임무 수명 (년)	본체 무게 (kg)	탑재체 무게 (kg)	전력 (W)	지향정확도 (Arcsec)	통신대역	시스템 중복도
Ball Aerospace & Technologies Corp	BCP2000	36	5	450	500	400	10.5	S, X	Fully
General Dynamics	300S	26	2	265	65	125	360	S, X	Selective
	300HP	30	5	1107	3115	775	360	S, Ku	Selective
Lockheed Martin	LMx	26	3	426	460	427	130	S	Fully
Northrop Grumman	EAGLE-0	22	1	471	86	100	360	S	Selective
Orbital Sciences Corp	LEOSTAR-2	32	5	938	500	850	48	S	Fully
Surrey Satellite Technology US LLC	150	22	7	103	50	50	36	S	Selective
	3009	28	7	218	150	140	360	S	Selective
Thales Alenia Space France	600	28	4	429	200	386	605	S, X	Selective
	Proteus	20	5	261	300	300	72	S	Selective
Thales Alenia Space Italy	Prima	29	7	1032	1138	1100	36	S	Selective
총계 요약		20-36	1-7	103-1107	50-3115	50-1100	10.5-605	S, X, Ku	Selective Fully

탑재체의 무게, 탑재체의 소요전력, 지향정확도 등에 따라 구분하였으며, 이들 중에 BCP-2000, Prima 등은 Quickbird, Radarsat-2 등의 지구관측위성 본체로 유명하다. 본 논문에서는 2장에서 인공위성 본체 형상설계의 변화를 주 구조물, 부 구조물, 기타 구조물로 나누어 설명하고 3장에서 위성기술 선진국인 미국과 유럽에서 개발된 고해상도 관측위성의 예를 들어 형상설계의 동향을 살펴보기로 하겠다.

2. 본론

2.1 주 구조물의 형상설계

위성의 구조체는 탑재체를 지지하는 위성 본체의 핵심으로 구조물의 형상은 모든 서브시스템의 기능요구조건을 만족시키고 발사 및 임무수행 시 위성체를 안정적으로 지지하며 적은 중량을 유지하여야 한다[9-10]. 초창기에 개발된 위성은 발사체와의 공진을 피하기 위한 최대 강성의 구현과 자체제어로 1축 회전안정화방식을 채택하면서 주로 실린더 형태

의 주구조물이 사용되었다. 현재는 3축 안정화방식이 일반화되어 가면서 제작공정의 편의 및 전자박스의 장착을 고려해 육각기둥 및 정육면체의 주구조물이 널리 사용되고 있다(표 2). 그림 1과 같이 저궤도 지구관측위성의 경우는 통상 육각기둥형태의 본체에 내부접근을 용이하게 하기 위해서 패널 탈착이 가능한 스킨-프레임구조로 제작된다. 광학관측위성(이하 광학위성)의 경우 본체 플랫폼에 구멍을 내고 광학 탑재체를 내부에 장착함으로써 위성전체의 높이를 줄이는 방법이 널리 사용된다(그림 1a). 레이더관측위성(이하 레이더위성)의 경우 탑재체의 형상이 긴 직사각형 또는 직경이 큰 접시형태이기 때문에 이에 맞춰 결정되는 경우가 대부분이다. 장착이 용이하도록 직사각형, 육각형 등 다양한 형상이 사용된다(그림 1b). 참고로 소형위성(그림 1c)과 정지궤도 통신위성(그림 1d)의 경우에는 스킨 또는 스킨-프레임구조로 된 정육면체의 본체 내부에 실린더나 격자를 두어 강성을 증가시킨 형태를 사용한다[11-13]. 통상 경량화가 잘 이뤄진 경우 위성구조체의 무게는 위성 무게의 20-22%를 차지하는 것으로 알려져 있다 [14-15].

표 2. 주 구조물의 유형과 특징(7-8)

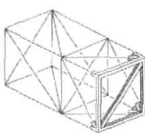

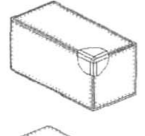
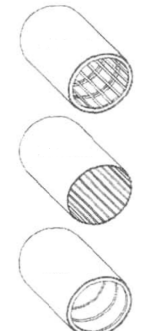
유형	특징	유형	특징
 트러스-프레임	부재: 튜브(사각, 원), I, Z, 채널, 앵글 재료: 알루미늄, 마그네슘, 티타늄, graphite/epoxy 체결: 볼트, 리벳, 용접, 본딩 장점: 경량, 재료/가공비 저렴 단점: 하중전달 난이 (트러스 원통형 구조)	 모노코크실린더	부재: 금속박판, 샌드위치 구조, isogrid 재료: 알루미늄, 마그네슘, graphite/epoxy 체결: 볼트, 리벳, 용접 장점: 경량, 제작 단순, 제작비 저렴 단점: 부품장착 난이, 좌굴강도 낮음
 스킨-프레임	부재: - 프레임: 압출부재, 기계가공부재 - 스킨 : 금속박판, isogrid, 샌드위치구조 재료: 알루미늄, 마그네슘, 티타늄 체결: 볼트, 리벳 장점: 다양한 형상 저렴 단점: 내부 접근성 난이 (탈착 가능한 패널 소요)	 보강된 실린더	부재: - 종통재: 압출부재, 기계가공부재 - 링프레임: 단조로부터 기계가공 - 스킨: 금속박판 재료: 알루미늄, 마그네슘, 티타늄, graphite/epoxy 체결: 리벳, 스레드 패스너 장점: 고강도 및 구조적 안정성 단점: 고비용 제작비 내부 접근성 난이 (탈착 가능한 패널 소요)



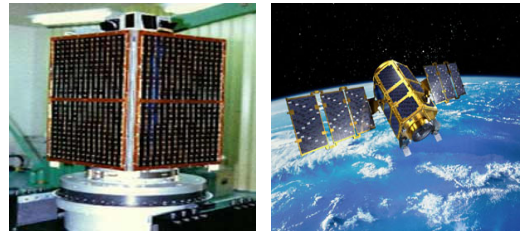
그림 1. 주구조물의 형상설계

2.2 부 구조물 및 기타 구조물의 형상설계

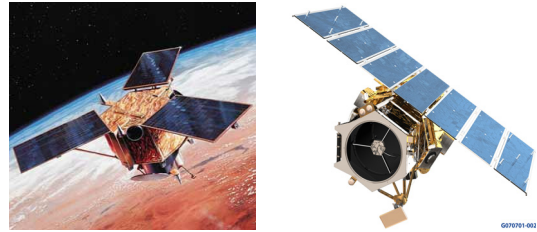
위성시스템의 기동성에 대한 요구는 주 구조물과 더불어 부 구조물의 형상설계에도 많은 영향을 끼쳤다. 늘어난 기동 횟수로 인한 많은 전력소모를 감당하기 위해서는 태양전지판 면적이 증가되어야 하며, 배터리의 용량도 커져야 한다. 신속한 영상촬영을 위해서는 태양전지판의 전개강성을 높여 자세안정화 시간을 줄여야 하며 영상품질저하를 방지하기 위해선 반작용 휠이나 안테나와 같은 구동장치에서 발생하는 미소진동이 탑재체에 영향을 주지 않도록 설계되어야 한다. 촬영된 지구영상을 지구로 전송하기 위해선 안테나의 시야각 확보 및 데이터 전송률을 높여야 하는 등 다양한 설계 변화가 뒤따르게 되었다. 본 절에서는 이와 관련된 부 구조물 및 기타구조물 설계 변화를 살펴보기로 하겠다.

2.2.1 태양전지판 구조

태양전지판은 그림 2와 같이 크게 3가지로 나눌 수 있으며 몸체부착식, 전개-고정식, 전개-회전식이다. 위성개발 초창기부터 널리 쓰이던 몸체부착식(그림 2a)은 태양전지판 면적이 부족할 뿐만 아니라 위성체 내부에 열 제어 문제를 야기하기 때문에 현재는 소형위성에만 제한적으로 쓰인다. 전개-회전식(그림 2b)은 여러 장의 패널로 구성되어 발사 시에는 접혀



(a) 몸체부착식(Kitsat-1) (b) 전개-회전식 (KOMPSAT-2)



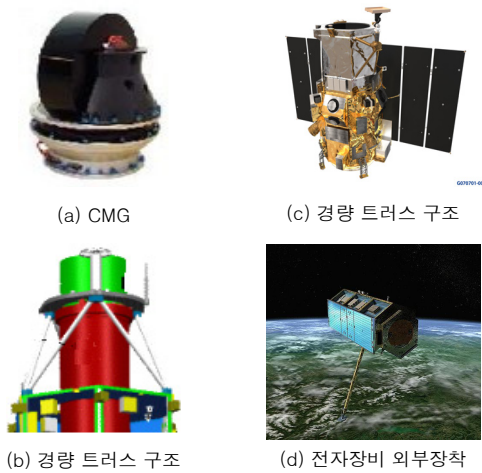
(c) 전개-고정식(IKONOS-1) (d) 전개-고정식(GeoEye-1)

그림 2. 태양전지판 형상설계

져 있다가 궤도에서 전개 메카니즘을 사용해서 전개하는 방식으로 태양전지판의 면적을 늘리기 용이하다. SADA(Solar Array Drive Assembly)를 채택하여 태양전지판이 태양을 지향할 수 있도록 회전하게 하여 전력의 충전이 용이하다. 대표적인 위성으로는 KOMPSAT-2, Quickbird-2, WorldView-1, 2가 있다. 전개-고정식은 크게 2가지 형태로 태양전지판이 강성이 높은 한 장의 긴 패널로 되어 있어 발사 시 접혀 있다가 전개 후 지지보로 고정해 주는 방식이 있다(그림 2c). 이 방식은 전개강성이 높아 영상촬영을 위한 안정화 시간이 짧아 고기동을 요구하는 광학위성에 널리 쓰인다. IKONOS-1, Orbview-4, Pleiades, GeoEye-2가 이 방식을 사용한다. 또 다른 전개-고정식(그림 2d)은 전개-회전식과 유사하게 여러 장의 패널로 구성되어 있다. 전개강성을 높게 유지하기 위해 패널 연결에 강성이 높은 힌지를 사용한다. 대표적인 예로는 Orbview-3, GeoEye-1이 있다.

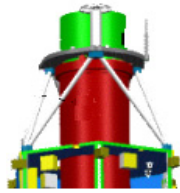
2.2.2 자세제어 구동기

현재 대부분의 관측위성들은 제어 구동기로 대부분 RWA(Reaction Wheel Assembly, 반작용 휠)를 사용하고 있다. 그러나 발생하는 토크 크기의 제한을 갖고 있기에 빠른 기동성이 요구되는 위성에는 그 용량이 부족한 경우도 있다. 그래서 CMG(Control

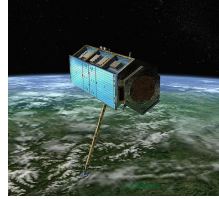


(a) CMG

(c) 경량 트러스 구조



(b) 경량 트러스 구조



(d) 전자장비 외부장착

그림 3. 저궤도 관측위성의 형상설계 변화

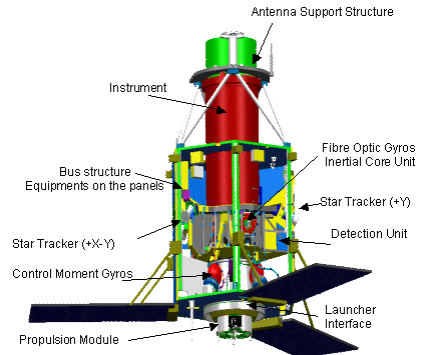
Moment Gyroscope, 제어모멘트 자이로)가 채택되고 있는 추세이다. 특히, CMG는 RWA의 무게나 부피에 비해 높은 토크를 발생시킬 수 있어 그 활용이 점차 확대되고 있으며 World View위성에 적용되었다. 2012년 발사예정인 프랑스의 Pleiades 위성에도 적용되었다(그림 3a)[16-17].

2.1.3 기구조물의 형상설계 변화

위성 구조체에는 알루미늄, 탄소섬유강화 샌드위치 형태 구조물이 널리 사용되고 있으나 무거운 부구조물을 지지하기 위해 강성 및 열안정성이 우수한 트러스 형태의 복합재료 구조물 사용이 증가하고 있다. Pleiades와 GeoEye-1은 X-band 안테나 장착을 위한 플랫폼을 지지하기 위해 복합재료 트러스 구조물을 사용하였다(그림 3b-c). 전자박스 장착공간의 확보 및 열제어 문제를 해결하기 위해 미국의 GeoEye-1와 독일의 TerraSAR는 일부 전자박스를 외부에 장착하고, 음향 하중 및 복사차폐를 위해 차폐박스를 씌웠다. (그림 3c-d).

3. 고해상도 저궤도 지구관측위성

본 장에서는 최근에 개발된 대표적인 고해상도 저궤도 관측위성의 형상설계를 예를 들어 분석함으로써 동향을 파악하도록 하겠다. 크게 광학위성, 레이더위성으로 구분하였다.



자료 : <http://smc.cnes.fr/PLEIADES/>
그림 4. Pleiades

3.1 광학관측위성

최근에 개발된 광학위성은 상업적 목적을 띄고 개발되기 때문에 단 시간에 고해상도의 많은 영상을 획득할 수 있도록 설계된다. 이로 인해 위성설계는 높은 기동성을 추구하며 가볍고 회전 관성모멘트가 작게 만든다. 자세제어 구동기로는 고훈력 RWA 및 CMG를 사용하여 위성의 자세를 수 초 안에 제어할 수 있다. 또한 자세안정화 시간을 줄이기 위해서 태양전지판 전개강성을 높여 자세변경 시의 흔들림을 최소화하도록 한다.

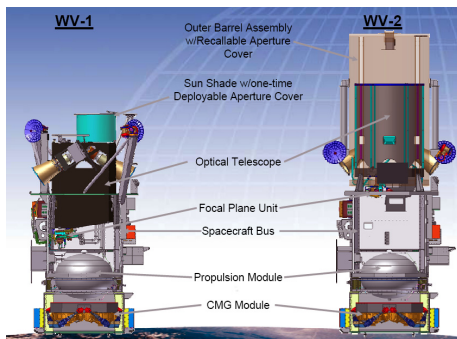
3.1.1 Pleiades

Pleiades(그림 4)는 프랑스의 CNES에서 개발 중인 위성으로 AstroSat-1000버스에 CMG를 자세제어 구동기로 사용하였다. 롤과 피치방향으로 60도를 이동하는데 25초 정도가 소요된다. 특히, Pleiades는 높은 기동성을 이용해 특수한 위기상황에서 집중적인 모자이크 영상획득이 가능해 입체영상을 획득할 수 있는 장점이 있다. 육각형 본체와 태양전지판의 전개강성을 높이기 위해서 3장의 태양전지판과 1장당 2개의 지지보를 사용하여 전개강성을 유지하였다. 복합재료 트러스구조를 이용해 Antenna Support Structure를 지지하고 그 위에 X-band 안테나를 장착하여 시야각(Field of View, FOV)을 확보하였다. 본체 중앙에 구멍을 내어 탑재체를 장착함으로써 위성전체의 높이를 낮췄고 이로 인해 회전관성을 최소화하였다. 무거운 광학탐재체를 지지하기 위해 복합

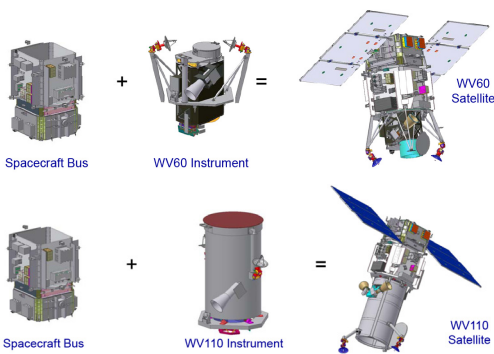
재료 지지보를 사용하고 그 하중을 주 하중경로인 프레임으로 전달되도록 하였다.

3.1.2 WorldView-1 & 2

WorldView-1 과 2는 미국 Ball Aerospace사의 Quick Bird-2의 후속위성으로 그림 5와 같이 직사각형의 BCP-5000 플랫폼을 본체로 사용하였다(그림 5). Quick Bird-2와 마찬가지로 회전식 태양전지판을 채택하고 있다. Quick Bird-2의 경우 980kg의 위성체를 초당 평균 1~2도 회전하는 수준이었으나 World-View 1과 2는 자세제어 구동기로 CMG를 사용하여 2500kg의 위성을 초당 평균 4.5도의 회전이 가능하다. 입체영상의 촬영이 가능하며, 현재 임무수행중인 상업위성 중에 가장 기동성이 좋은 위성으로 알려져 있다[18].



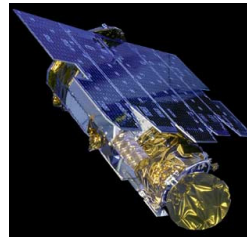
(a) WorldView 위성의 내부구조



(b) WorldView-1 와 2의 전개도

자료 : http://www.auricht.com/Coasts/documents/DigitalGlobe_Satellite_Constellation_Presentation/WorldView%20Satellites.pdf

그림 5. WorldView



(a) Orbview-3



(b) GeoEye-1

자료 : <http://www.orbital.com/SatellitesSpace/ImagingDefense/OV3/index.shtml>
<http://launch.geoeye.com/LaunchSite/about/gallery.aspx>

그림 6. Orbview-3 와 GeoEye-1

3.1.3 Orbview-3

2003년에 발사된 Orbview-3(그림 6a)의 본체는 원형에 가까운 정 12각형의 LEO-Star 플랫폼을 사용하여 강성을 최대한으로 끌어올렸다. 본체는 추진 모듈, 코어모듈, 탑재모듈 세부분으로 나뉘 모듈화 설계가 구현됨으로써 조립이 용이하도록 되어 있다. 직경이 45cm카메라를 사용했음에도 불구하고 임무 고도를 470km로 낮춰 흑백 1m, 칼라 4m의 해상도를 구현하였다. 무게 또한 304kg으로 동일 해상도 위성의 50% 수준이다.

3.1.4 GeoEye-1

GeoEye-1(그림 6b)의 해상도는 흑백 0.41m, 칼라 1.65m으로 세계 최고의 해상도를 갖는 상용위성이다. General Dynamics사의 SA-200HP 플랫폼을 사용하였으며 육각형 본체를 갖는다. 총 7장의 태양전지 패널을 사용하였으며, 발사 시에는 3장으로 접혀 있다가 발사 후에 전개되어 7장으로 된다. 고용량 RWA를 채택하여 재방문주기를 3일 이내로 하였다. 일부 전자장비를 차폐박스를 활용해 외부에 장착하였다.

3.2 레이더 관측위성

현재 널리 사용되고 있는 레이더 관측위성은 SAR 위성으로 광학 관측위성과 달리 기상과 주야에 영향을 거의 받지 않는다. 또한 주파수 대역에 따라 다양한 정보를 얻을 수 있는 장점이 있어 후처리기법을

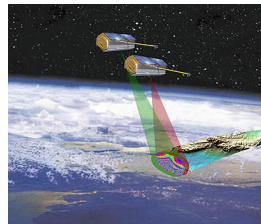
이용해 그 활용에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 해상력의 결정적 요인인 레이더 신호의 빔 폭이 안테나 길이에 반비례하기 때문에 안테나가 긴 직사각형 형태 또는 큰 접시 형태를 띤다[19-20]. 본체 형상 또한 이러한 탑재체 장착이 용이한 형태로 결정되며 육각형, 직사각형 등이 쓰인다. 레이더위성은 단일 해상도와 관측 폭을 갖는 광학위성에 비해 해상도와 관측 폭을 조절하는 다양한 촬영모드(spot, strip, scan mode)가 있어 높은 해상도와 넓은 관측 폭 요구조건을 각각 만족시킬 수 있다[19]. 관측범위를 증가시키고 짧은 재방문주기의 요구를 위해 Left 및 Right Looking mode를 고려하기도 한다. 또한 위성시스템 자체의 고기동성을 추구하기 보다는 2대 이상의 군집비행 또는 편대비행을 통해 입체영상이나 짧은 방문주기를 구현하기 때문에 형상설계의 개선은 광학위성 대비 크지 않은 편이다.

3.2.1 TerraSAR-X & TanDEM-X

TerraSAR-X(그림 7a)는 2007년 6월 15일 발사되어 SAR위성 중에서 최초로 상업화에 성공하였으며 영상판매를 위해 자체적으로 Infoterra GmbH를 설립하였다. 최고 1m급의 해상도를 자랑하며, 2010년에 발사되는 동일 형상의 위성 TanDEM-X와 함께 편대비행을 하면서 레이더 간섭기법을 이용해 입체형상을 획득한다(그림 7a). AstroBus를 사용하며 긴 육각형 본체 한 면에 SAR 안테나를, 다른 한 면에 태양전지판을 장착하였다. 태양전지판을 본체에 직접 장착하는 경우 발생하는 공간제약 문제와 열제어 문제를 해결하기 위해 본체와 간격을 갖도록 하였다. X-band 안테나는 시야각 확보를 위해 붐을 장착하고 그 끝단에 두었다(그림 7b).

3.2.3 SAR-Lupe

SAR-Lupe는 독일 최초의 정찰위성 시스템으로 5개의 위성으로 구성된 X-Band SAR 위성이다. OHB-System사에서 개발했으며, 지상국도 직접 운영한다. 5개의 위성이 500 km 고도를 비행하며, 대략 6도 간격으로 떨어져 있다. 3m 직경의 접시 형태의 SAR 안테나로 촬영하며, 편대비행을 통해 재방문주기를 10시간 이내로 한다. SAR 안테나 옆에 달린 붐에 X-band 안테나가 장착되어 있다. 태양전



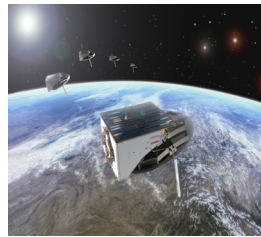
(a) TerraSAR-X와 TanDEM-X



(b) 위성체 내부

자료 : www.iabg.de/presse/aktuelles/mit...x_en.php

그림 7. TerraSAR-X



(a) SAR-Lupe

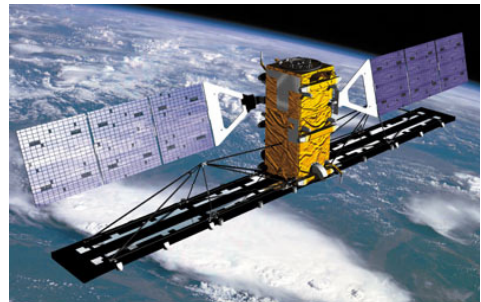


(b) SAR-Lupe 발사 형상

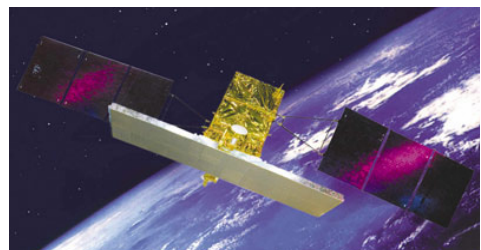
자료 : www.dlr.de/rd/en/desktopdefault...1.6085/

그림 8. SAR-Lupe

지판은 몸체에 고정되어 있으며 몸체는 삼각형 형태로 접시형태의 SAR 안테나의 장착이 용이하다(그림 8a-b).



(a) RADARSAT-2



(b) COSMO-SKYMED

자료 : <http://space.skyrocket.de>

그림 9. RADARSAT-2 & COSMO-SKYMED

3.2.4 RADARSAT-2 & COSMO-SKYMED

RADARSAT-2(그림 9a)와 COSMO-SKYMED(그림 9b)는 모두 Thales Alenia Space Italy에서 제작한 Prima 본체 플랫폼을 채택하고 있으며, 정사각형 본체에 2개의 전개-회전식 태양전지판을 사용한다. RADARSAT-2는 C-Band SAR 위성, COSMO-SKYMED는 X-band SAR 위성으로 발사시에 SAR 안테나가 두 장으로 나뉘어져 본체에 접혀져 있다가 궤도에서 전개되어 임무를 수행한다. RADARSAT-2의 경우는 긴 사각형 형태의 SAR 안테나의 전개 강성을 높이기 위해서 지지보를 사용하였다. COSMO-SKYMED의 경우는 4대로 군집비행 형태로 임무수행을 하며 4대가 모두 가동 시 재방문 주기는 5-9 시간 수준으로 지구전역의 실시간 관측이 가능하다. RADARSAT-2의 최고해상도는 1m로 관측성능을 향상시키기 위해 Left 및 Right Looking mode를 지원한다.

4. 결론

2000년대에 들어 저궤도 지구관측위성의 영상이 상업화되면서 빠른 시간에 고화질의 영상을 많이 획득할 수 있는 위성시스템이 요구되고 있다. 이러한 요구는 기존의 위성시스템에 새로운 요구조건을 제시하며 이로 인해 위성 본체의 형상설계에도 많은 변화가 이루어졌다.

광학위성의 경우 위성의 기동성과 자세안정성을 높이기 위해서 위성을 가볍고 회전관성모멘트가 작게 만든다. 육각형 본체에 구멍을 내고 탑재체가 본체 안으로 장착될 수 있게 하여 위성의 높이를 낮추며 복합재료 트러스 구조를 도입하여 무게를 줄이고 강성을 확보하였다. 자세제어를 위해선 고용량 RWA 및 CMG를 사용하여 신속한 자세변화가 가능하게 하며, 촬영을 위한 자세안정성을 확보하기 위해선 강성이 높은 전개-고정식 태양전지판을 주로 사용한다.

레이더위성의 경우 광학위성처럼 영상의 상업화가 빠르진 않지만 재방문시간을 늘이기 위해 주로 군집비행 또는 편대비행을 통해 임무를 수행한다. 개별임무의 경우 기동성을 활용해 Left 및 Right Looking 모드를 사용하기도 하나, 광학위성처럼 위성자체에 고기동성 및 전개강성에 대한 요구가 크지 않은 편이

다. 본체 형상은 탑재체의 형상이 큰 직경의 접시형태 또는 긴 직사각형 형태이기 때문에 이를 장착하기 용이한 정사각형, 육각형 등 다양한 형태를 갖는다. 태양전지판은 몸체부착식과 전개강성이 낮지만 전력의 확보가 용이한 전개-회전식이 주로 사용되고 있다.

이러한 형상설계 변화는 현재 우리나라가 개발 중인 광학위성 다목적실용위성 3호와 SAR 위성 다목적실용위성 5호에도 이미 잘 반영되어 있으며 해상도, 재방문주기를 위성선진국의 것과 견주어 보았을 때 거의 동등한 수준임을 확인할 수 있다(표 3와 4참조). 금년, 2010년 하반기에 5호가 2011년에는 3호가 발사될 예정이며 앞으로 그 활약을 기대해 본다.

참고문헌

1. <http://www.geoeeye.com>
2. <http://www.digitalglobe.com>
3. <http://www.spot.com>
4. <http://www.terrasar.de>
5. 장홍술, "초고해상도 지구관측 카메라 기술동향", 항공우주산업기술동향, 제1권, 제1호, 2003, pp.117-124
6. http://www.nasa.gov/home/hqnews/2010/mar/HQ_C10-018_RAPID_III.html
7. 노수혁, 박종성, 박준성, 김창호, "인공위성 본체구조물 기술개발 동향", 한국항공우주학회지, 제27권, 제8호, 1999, pp.170-180
8. Thomas, P. Sarafin and Wiley J. Larson, Space Structures and MechanismS - From Concept to Launch, Mission Analysis and Design, Kluwer Academic Publishers, 1995
9. 황도순, 김성훈, 이주훈, 김진희, "다목적실용위성 2호 구조체 설계 요구조건", 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2000, pp.101-104
10. 황도순, "인공위성 구조체 설계 및 해석", 한국항공우주학회지, 제27권, 제2호, 1999, pp.111-121
11. 박종오, 이승현, "소형 위성 개발동향", 항공우주산업기술동향, 제3권, 제2호, 2005, pp. 56-61
12. 박종석, 김창호, 김성훈, 양근호, "정지궤도 복합위성의 본체 형상설계 동향", 항공우주산업기술동향, 제3권, 제1호, 2005, pp.72-78
13. 김선원, 김명길, 문홍열, 임재혁, 김경원, 이주훈, 황도순, "차세대 저궤도 지구관측위성 구조 개념설계", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2009, pp. 951-954
14. James R. Wertz and Wiley J. Larson, Space Mission Analysis and Design, 3rd Edition, Kluwer Academic Publishers, 1999

표 3. 최신 저궤도 광학관측위성

인공위성	발사일	임무고도 (Km)	재방문주기	본체단면 형상	태양전지판	해상도 (m)	관측폭 (km)	무게 (kg)	자세 제어 구동기
KOMPSAT-3 (한국)	2011	685	1일	정육각형	3개 (패널3장) 전개-고정식	pan 0.7 ms 2.8	15	980	RWA
Pleiades H1,2(프랑스)	2010	694	1일	정육각형	3개 (패널3장) 전개-고정식	pan 0.7 ms 2.8	20	1000	CMG
EROS-C(이스라엘)	2010	500	2일	정팔각형	8개 (패널 8장) 전개-고정식	pan 0.7 ms 2.8	11	350	RWA
GeoEye-1 (미국)	2008 9.6	684	3일	정육각형	1개 (패널 7장) 전개-고정식	pan 0.41 ms 1.64	15.2	1955	RWA
WorldView 2 (미국)	2009 10.08	770	1일	정사각형	2개 (패널 6장) 전개-회전식	pan 0.5 ms 1.8	16	2800	CMG
CARTOSAT-2A (인도)	2008 4.28	630	4일	정육각형	2개 (패널 4장) 전개-회전식	pan 1.0	9.6	690	RWA
WorldView 1 (미국)	2007. 9.18	450	1.7일	정사각형	2개 (패널 6장) 접개-회전식	pan 0.5	16	2500	CMG
KOMPSAT-2 (한국)	2006 7.28	676-701	3일	정육각형	2개 (패널 6장) 전개-회전식	pan 1.0 ms 4.0	15	798	RWA
OrbView 3(미국)	2003.6	470	3일	정십이각형	1개 (패널 5장) 전개-고정식	pan 1.0 ms 4.0	8	304	RWA

표 4. 최신 저궤도 SAR 관측위성

인공위성	발사일	임무고도 (Km)	재방문주기	본체단면 형상	태양전지판	해상도 (m)	관측폭 (km)	무게 (kg)
KOMPSAT-5 (한국)	2010	550	3일	육각형	2개 (패널 8장) 전개-회전식	spot 1 strip 3 scan 20	5 30 100	1400
COSMO-SkyMed (이탈리아)	2007~ 2010	619	18~35시간 (1기가동) 9~18시간 (2기가동) 6~12시간 (3기가동) 6~9시간 (4기가동)	사각형	2개 (패널 8장) 전개-회전식	spot 1 strip 30 scan 100	10 40 200	1700
TechSAR (이스라엘)	2008 1.21	403-581		육각형	2개 (패널 6장) 전개-회전식	spot 1 strip 3 scan 20	25 100	260
SAR-Lupe (독일)	2006. 9.11.	491	10시간 (5기가동)	삼각형	1개 (패널 1장) 몸체부착식	spot 0.5 strip 1.0	5.5 8	850
RADARSAT-2 (캐나다)	2007. 12.14	798	2-3일	사각형	2개 (패널 6장) 전개-회전식	spot 1 scan 100	10 500	2300
TerraSAR-X (독일)	2007. 2.27	514	2.5일	육각형	1개 (패널 1장) 몸체부착식	spot 1 strip 3 scan 18	5 30 100	1200
TanDEM-X (독일)	2009. 10.21	514	2.5일	육각형	1개 (패널 1장) 몸체부착식	spot 1 strip 3 scan 16	5 30 100	1230

15. Jacob Job Wijker, Spacecraft Structure, Springer, 2008
16. 김규선, 정대원, “지구 저궤도 고해상도 관측위성의 개발동향”, 항공우주산업기술동향, 제4권, 제1호, 2006, pp.68-73
17. 이승우, 김용복, “인공위성 자세제어 시스템 개발동향”, 항공우주산업기술동향, 제3권, 제 1호, 2005, pp.50-57
18. http://www.auricht.com/Coasts/documents/DigitalGlobe_Satellite_Constellation_Presentation/WorldView%20Satellites.pdf
19. 신재민, 윤재철, 문홍열, 이진호, 천용식, 최해진, “차세대 위성탑재체 합성개구면레이더”, 항공우주산업기술동향, 제3권, 제 1호, 2005, pp.65-71
20. 윤보열, 이광재, 김윤수, 김용승, “SAR 지구관측위성의 개발동향”, 항공우주산업기술동향, 제4권, 제2호, 2006, pp.40-48