技術論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(8), 683-691(2014)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.8.683

위성용 전개형 SAR 안테나 형상 설계 및 툴킷 개발

정석용, 이승엽, 배민지, 조기대*

Configuration design of a deployable SAR antenna for space application and tool-kit development

Suk-Yong Jeong, Seung-Yup Lee, Min-Ji Bae and Ki-Dae Cho*
Agency for Defense Development

ABSTRACT

Significance of SAR(Synthetic Aperture Radar) satellite regadless of weather have grown for Earth observation. According to the cost-effective trend in satellite development, SAR antenna is actively studied. It's a competitive candidate to use deployable SAR antenna out of CFRP. In this study, variables for an antenna configuration model was researched and evaluated. The design of the antenna was structurally analyzed by FEM(Finite Element Model). Tool-kit was developed for modifying the SAR antenna model easily in accordance with system requirement change. In the tool-kit, antenna configuration design and error analysis of the antenna surface could be achieved. And compatibility of tool-kit results to CST, a RF analysis program, was confirmed.

초 록

최근 지구관측위성으로 전천후 사용가능한 영상레이더의 중요성이 매우 높아지고 있다. 또한 저비용 고효율 위성의 개발추세에 따라 경량화 SAR 안테나에 관한 연구가 활발히 이루어지고 있다. CFRP를 이용한 전개형 SAR 안테나는 여러 방법 중 장점이 많은 후보 중 하나이다. 본 논문에서는 전개형 SAR 안테나의 형상에 필요한 변수들을 찾아내 수치화 하였으며, 안테나 크기에 따른 최적값을 찾아 설계하였다. 설계된 형상은 유한요소 모델 해석을 통해 구조적 안전성을 분석하였다. 마지막으로 체계요구규격의 변경에 따른 안테나 형상의 변경을 수월하게 진행할 수 있도록 툴킷을 개발하였다. 툴킷을 통해 변수에 따른 안테나 형상모델 설계 및 힌지 공차에 따른 안테나면의 오차분석을 수행하였으며, 전자파 해석 프로그램과의 호환성을 확인하였다.

Key Words : Synthetic Aperture Radar(영상레이더), deployable Antenna(전개형 안테나), Parabolic Antenna Tool-kit(포물면 안테나 툴킷)

Ⅰ. 서 론

최근 지구관측을 위한 위성개발에서 기후변화에 무관하게 전천후로 사용할 수 있는 영상레이더의 중요성이 매우 높아졌다. 세계적으로 위성 SAR는 2010년 전후로 10여개 이상(독일의 SAR-Lupe 5기, Terra SAR-X, TANDEM-X 및 이탈리아의 Cosmo SkyMed 4기, 이스라엘의

† Received: April 25, 2014 Accepted: July 4, 2014
* Corresponding author, E-mail : addckd@gmail.com
http://journal.ksas.or.kr/
pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

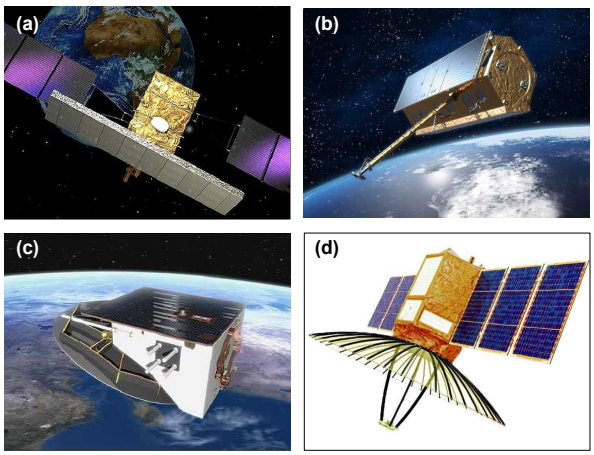


Fig. 1. Active & Passive SAR satellites: (a) Cosmo Skymed, (b) TerraSAR-X, (c) SAR Lupe, (d) TecSAR

TecSAR, 캐나다의 Radarsat-2, 인도의 RISAT 등)의 저궤도 소형 SAR 위성들을 발사함에 따라 비로소 "저궤도 위성 SAR 전성기"로 진입하게 되었으며, 국내에서는 2013년 KOMPSAT-5가 개발되어 현재 성공적으로 운용되고 있으며, 위성 SAR 관련 기술 및 동향에 대한 연구도 활발히 진행되고 있다[1-4]. 이러한 SAR 위성의 전체 형상 및 구성을 결정짓는 핵심 구성품은 SAR 안테나로 볼 수 있으며, Carl Wiley가 SAR 개념 원리를 밝혀낸 이래 많은 연구들이 진행되어왔다.

위성 SAR 안테나의 형상은 Fig. 1과 같이 크게 직사각형 형태의 길이가 긴 능동형 안테나와 파라볼릭 형태 반사판을 이용한 수동형 안테나로 나눌 수 있다. 능동형 안테나의 경우 다수의 송수신모듈을 사용하며 안테나 복사소자를 일정한 간격으로 배열하여 구현된다. 능동형 안테나는 고해상 모드의 방위방향 빔 조향 특성을 좋게 하기 위하여 진행방향으로 더 긴 직사각형 형태의 안테나를 가지며 송수신 모듈의 증가로 비교적 무거운 중량 갖게 된다. 수동형 안테나의 경우 높은 이득을 얻을 수 있는 파라볼릭 형태의 반사판에 전자파를 인가하기 위해 포물면 초점에 피더(feeder)를 배치하는 형태로 구성되며, 전자빔 조향은 위성체의 기동으로 구현하며 가볍다[5-8].

SAR 영상 품질과 관련한 주요 인자중의 하나가 SAR 안테나의 크기이다. 보다 나은 영상 품질을 위해서 SAR 안테나의 크기가 커져야 하지만, 위성체 무게의 많은 부분을 차지하는 SAR 안테나의 특성으로 인해 위성의 중량 및 부피가 크게 증가한다. 위성체의 무게 및 부피는 발사체 선정에서 가장 우선적으로 고려되며, 발사비용과 직결되는 문제이다. 이에 따라 선진국에서는 SAR 안테나의 소형 경량화 기법에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다[7, 8].

안테나의 경량화 기법 중 많이 쓰이는 방법 중 하나가 발사시에는 수납상태에서 궤도에 오른 후 전개되는 전개형 구조이다. SAR 안테나에 사용되는 전개형 구조의 경우 크게 솔리드면 안테나와 메쉬안테나로 구분할 수 있다. 메쉬안테나는 전도성이 좋은 금속 코팅된 가는 실을 그물형태로 직조한 형태로, 궤도에서 형태 유지를 위해 중앙으로부터 갈비뼈 형태의 구조물들이 펴져나오며, 그 사이를 메쉬가 위치하는 우산과 같은 구조를 갖고 있다. NASA의 Rigid-Rip 안테나 및 JPL의 Wrap-Rip 안테나가 대표적이며, 최근에는 IAI사의 TecSAR에 사용된 안테나가 메쉬안테나를 사용하였다[8]. 메쉬안테나의 경우 직조기술이 안테나의 성능을 크게 좌우하게 되며, 솔리드면 안테나에 비해 표면정확도가 낮다. 전개형 솔리드면 안테나의 경우 Fig. 2 및 Fig. 3에서와 같이 미국 TRW 사의 'Sunflower', 독일 Astrium사의 안테나 'DAISY' (Deployable Antenna Integral System)가 대표적이며[9, 10], 영국에서는 새로운 개념의 전개형 안테나에 대한 연구가가 진행되어 왔다[11, 12]. 이러한 솔리드면 안테나는 CFRP(Carbon Fiber Rainforced Plastic)를 사용하여 우주환경에서의 높은 표면정확도와 구조적 안전성을 갖고 있다. 그러나 메쉬안테나에 비해 큰 중량으로 인해 현재 위성 개발의 흐름인

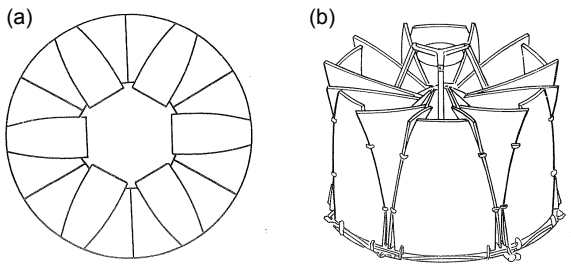


Fig. 2. TRW sunflower: (a) deployed, (b) folded

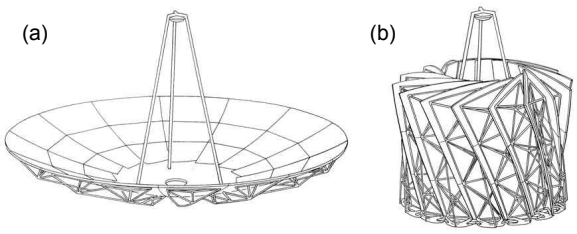


Fig. 3. Dornier/ESA DAISY antenna: (a) deployed, (b) folded

소형 경량 위성으로의 적용이 어려웠다. 그러나 중량 94kg의 DAISY 안테나를 혁신적으로 개량한 10kg의 안테나가 발표되면서 이 문제를 해결하였다. 개량된 안테나는 다수의 꽃잎형태의 얇은 판을 반사판으로 사용하였으며, 각 반사판은 중심과 틀어져 장착되어 1차원적인 전개 방식으로 경량화를 이룰 수 있었다[13].

본 논문에서는 위성용 경량화 SAR 안테나의 개념으로 Astrium사의 개량된 안테나 반사판을 고려하였다. 안테나 개발에 필요한 구조적인 요구조건을 설정하였으며, 전체적인 안테나의 형상 설계를 수행하였고, 안테나의 핵심인 반사판 형상의 설계 변수를 찾아내 설계의 기준으로 반영하였다. 유한요소 모델 해석을 통해 구조적인 안전성을 확인하였으며, 시스템 요구조건 변경에 따른 안테나 형상 변경을 위해 안테나 형상 설계 툴킷을 개발하였다. 또한 툴킷을 통해 전자파 해석프로그램과 호환이 가능하여 안테나의 성능 변화를 보다 쉽게 확인 할 수 있도록 하였다.

II. 본 론

2.1 요구 규격 및 설계 변수

위성 외부에 장착되어야 하는 SAR 안테나의 경우 발사 및 궤도 환경 모두에서 우주방사선을 포함한 열적, 구조적으로 매우 열악한 환경을 이겨내야 한다. 추가로 RF 성능 및 표면정확도, 중량 및 강성 요구 조건 등을 만족시켜야 한다. 이러한 다양한 요구 조건을 만족시키기 위해서는 최상의 재료 및 재조기술, 체계 공학 등을 필요로 한다[14]. Fig. 4는 위성 안테나 설계 시 필요한 다양한 전문분야에 걸친 체계공학적 요소를 보여주고 있다. 이러한 복잡한 안테나 설계를 위해서는 RF 성능, 기계적, 열적, 기구적, 전기적, 우주 환경적, 재료 및 품질 등의 다양한 요구조건이 필요하며, 이 중 기계적인 요구조건에 대한 사항은 Table 1에 정리하였다. 이중 위성용 경량화 안테나 형상설계의 핵심적인 설계 요소는 발사시 부피의 최소화이며, 전개 및 수납시의 직경비가 1/2.5이하로 정하였다. 수납시 안테나의 강성 요구조건은 15Hz이상, 전개시 개별 반사판의 강성은 5Hz이상으로 기 개발된 안테나의 요구조건과 유사하게 적용하였다. 하중의 경우 설계 제한 하중(Design Limit Load)을 반경방향의 경우 15G 축방향 경우 30G로 고려하여 대부분의 발사체 준정적 하중 수준을 충분히 만족할 수 있도록 하였다. 전개 관련 요구 조건은 기구부에서 고려하여 안테나 기구 구성품 설계에 반영하였다. 안테나의 표면 정확도의 경우 전자파 성능을 만족할 수 있는 조건으로 설계하였으며, 본 논문의 형상 설계 및 툴킷 개발을 통해 이를 만족할 수 있는 정렬 요구조건을 유도할 수 있게 하였다.

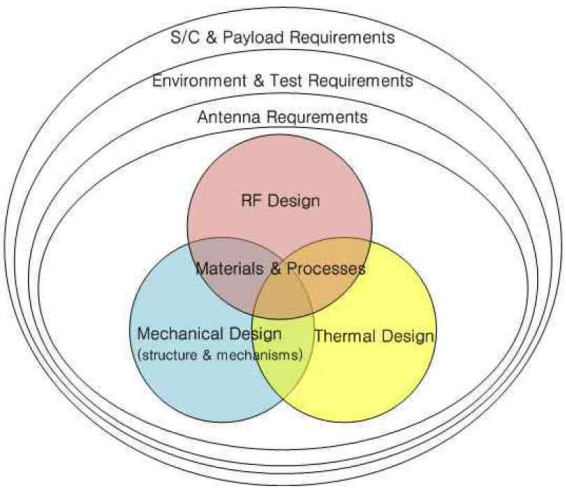


Fig. 4. The multidisciplinary scenario of spacecraft antenna design

Table 1. Typical reflector assembly mechanical requirements

No.	Mechanical requirements
1	Reference frames, coordinate systems
2	Launch envelope (spacecraft/launcher allowable volume)
3	Location and stiffness of interfaces
4	Deployed geometry
5	Mass and inertia (structural and total)
6	Stiffness requirements (stowed and deployed)
7	Deployment kinematics, duration and operations
8	Alignment tolerances
9	On-ground handling and loads
10	Stowed configuration design loads: - Acceleration limit loads - Interface forces and moments - Shock loads - Random vibration and acoustic loads - Sinusoidal vibration loads
11	Release and deployment loads
12	On-orbit loads (stowed and deployed): - Thermo-elastic loads - AOCS manoeuvres, station keeping accelerations

2.2 SAR 안테나 형상 설계

전개형 SAR 안테나의 전개 및 수납 시 형상은 Fig. 5와 같다. 전체적인 안테나의 형상은 포물면의 반사판과 피더(Feeder)를 포함한 RF 신호의 통로인 삼발이(Tripod) 구조, 반사판 및 삼발이 구조의 고정 및 위성체 I/F로 사용될 중앙링(Central Ring)으로 구성된다(Fig. 6). 반사판의 경우 고정형 반사판과 다수의 전개형 반사판(이하 반사판)으로 구성되며 반사판 뒤쪽에는 구조적인 강성 유지를 위해 리브(Rib)가 보강됐다. 전개를 위한 힌지는 반사판 아래쪽과 중앙링 사이에 힌지 브라켓을 통해 장착하며, 반사판 위쪽에 전개구속장치를 두어 발사환경 조건을 이겨낼 수 있도록 하였다. 각각의 반사판은 1개의 힌지축을 통해 단방향으로만 펼쳐지며, 모두 개별적인 수동형 스프링 힌지를 통해 독립적으로 작동한다. 이 때, 힌지를 원의 접선 방향과 일정 각도로 틀어서 장착하여 1차원 힌지만으로도 수납 및 전개

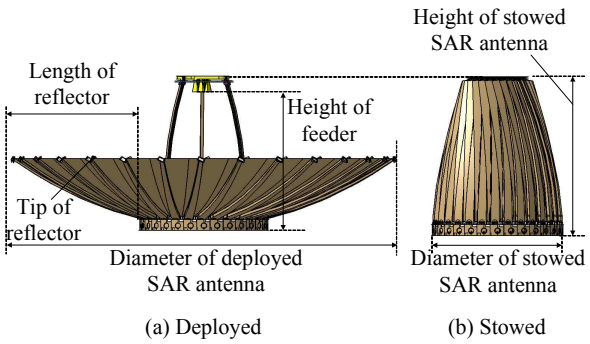


Fig. 5. SAR antenna Configuration

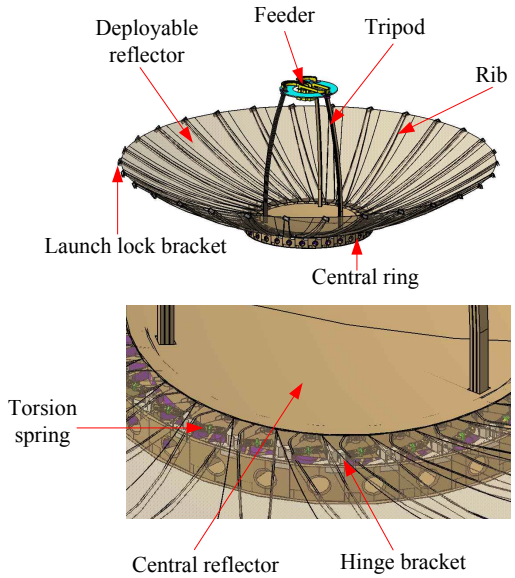


Fig. 6. SAR antenna constitution

형상을 모두 만족 시킬 수 있다. 보다 상세한 전개 및 수납 방식은 같은 개념을 사용하여 기 개발된 안테나를 참고하면 알 수 있다[13].

안테나 형상 설계의 핵심은 수납 부피의 최소화이며, 수납 시 부피에 관련 되는 것은 반사판의 크기 및 피더 위치이다. 반사판의 크기는 안테나 전체의 크기 및 고정반사판의 크기에 따라 달라지나 전자파 성능 및 전체 위성 크기에 따라 제한된 값을 사용해야 한다. 피더의 위치는 포물면 반사판의 초점에 위치하게 되며, 일반적으로 초점 거리(Focal Length: F)와 안테나의 직경(Diameter: D)의 비율인 F/D의 값을 고려하여 결정한다. 멀티피더(Multi Feeder)를 사용할 경우 전자파 성능 면에서는 F/D의 값이 클수록 SAR 안테나의 수동 빔 조향이 용이하게 된다. 그러나 수납력을 최대로 올리기 위해서는 수납 시 안테나의 최상단이 피더 구조의 끝부분에 근접해야 하며, 이에 따라 F/D 값을 약 0.37로 결정하였다. 본 연구에서는 목표 촬영 영상 해상도, 임무궤도, 발사체, 파트 설계/제작 및 구입 가능 여부 등의 요소들을 고려하여 SAR 안테나의 직경과 초점거리를 설계하였다. 피더 구조를 제외한 안테나의 중량은 12.6kg, 전개 및 수납시의 직경비는 1/2.92 이 되어 요구조건을 충분히 만족할 수 있었다.

2.3 반사판 형상 설계

앞서 언급한 바와 같이 본 안테나의 가장 큰 특징은 경량화이다. 이를 가능하게 한 것은 기울여 장착한 1차원 수동힌지에 의한 전개 과정과 반사판의 독특한 구조이다. 따라서 안테나 형상 설계의 핵심은 반사판의 형상설계이며, 반사판 형상 설계에 필요한 수치화 가능 변수를 찾아 정리하였다.

2.3.1 반사판 형상 설계 변수

복합재료 특성상 제작성을 고려하여 다수의 반사판은 모두 동일한 형상을 갖도록 하였으며, 한 개의 반사판 형상은 Fig. 7과 같이 포물면과

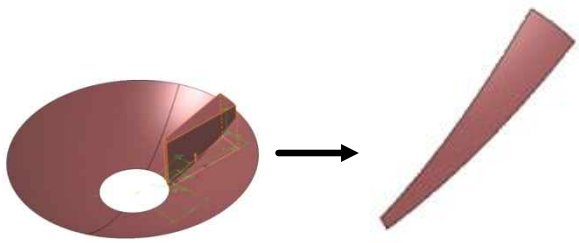


Fig. 7. Antenna reflector modeling method

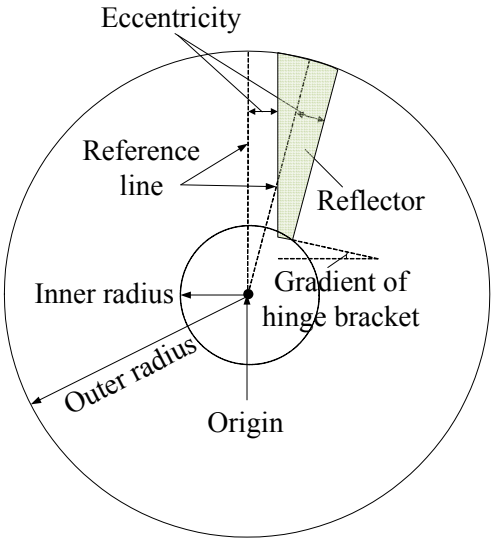


Fig. 8. Reflector design parameters

반사판의 평면도를 투영하여 설계하였다. 포물면의 경우 안테나 전체 형상에서 고려된 초점거리를 통해 결정하였으며, 개별 반사판의 평면도는 Fig. 8에 나타냈다. 한 개의 반사판 형상은 몇 가지 설계 변수를 갖고 있으며 내·외곽 반경 및 반사판 폭이 전체 크기를 결정짓는다. 반사판 설계의 핵심 변수인 편심도가 표현되어 있으며, 수납 가능성과 관련된 힌지 각도가 나타나있다.

2.3.2 반사판 내·외곽 반경

반사판의 내·외곽 반경은 안테나의 크기를 결정짓는 요소이다. 내측 반경(r)은 고정반사판의 크기와 같은 600mm, 외곽 반경(R)은 전체 안테나의 크기와 같은 1750mm로 설계하였다. 내곽 반경이 커질 경우 동일개수의 반사판을 기준으로 힌지 고정부가 넓어져 수납이 가능한 힌지의 각도 영역을 넓게 가져갈 수 있지만, 중앙링의 크기가 커지게 되므로 전체적인 수납성능이 떨어지는 결과를 초래한다.

2.3.3 반사판 폭

반사판의 폭은 반사판 개수에 의해 결정된다. 모든 반사판이 합쳐져 면 전체를 채워야 하므로 이론적으로 반사판의 폭은 360°를 반사판 개수로 나눈 값이 된다. 개별 반사판의 형태는 개략적으로 위쪽이 넓은 사다리꼴 형태로 볼 수 있으며, 수납 시 넓은 면이 좁은 공간에 포개져야 하므로 폭이 좁을수록 수납은 용이해 지는 반면 힌지 공간의 제한이 있으므로 이에 대한 trade-off를 거쳐 결정해야 한다. 반사판의 개수는 24개, 30개, 36개를 고려했을 때 30개일 경우가 최적이었으며, 이때 반사판의 폭은 12°가 된다.

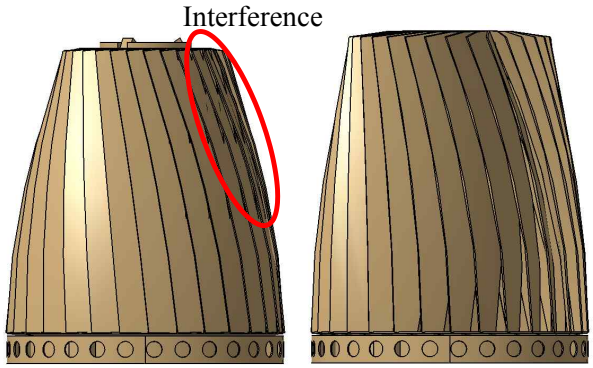


Fig. 9. Effects of eccentricity deviation

2.3.4 편심도

편심도는 반사판이 중심점으로부터 떨어져 있는 거리를 의미한다. 편심도에 따라 안테나가 수납 시의 형상이 좌우되며, 각 반사판 간의 간섭 정도가 결정되기 때문에 편심도는 SAR 안테나 형상 설계의 핵심이라 할 수 있다. 패널 편심도의 값이 감소하면 Fig. 9(a)와 같이 수납 공간이 감소하지만 반사판 사이의 간섭이 발생하게 된다. 편심도의 값이 증가할 경우 Fig. 9(b)와 같이 반사판 사이의 간섭이 발생할 확률은 감소하지만 더 많은 수납공간을 필요로 하게 된다. 편심도의 기준은 반사판의 내측 반경을 기준으로 1/10 ~ 1/2 사이의 값으로 설계를 진행하였으며, 힌지 브라켓의 각도 조절을 통하여 반사판 간의 간섭을 확인하였다. 안테나의 크기에 따라 최적의 편심도 및 힌지 각도는 달라지며, 현재 안테나 최적 형상의 편심도는 내측 반경 기준 1/4 값인 150mm로 결정하여 설계하였다.

2.3.5 힌지 각도

반사판의 힌지는 뒷면의 리브구조에 위치하여 반사판의 회전축을 결정한다. 따라서 실제 힌지 축의 위치는 3차원 적으로 Fig. 8에 보이는 평면에 위치하지 않으나 편한 이해를 위해 평면도에 함께 표시하였다. 기본 설계 과정에서는 반사판의 안쪽 호를 힌지각도와 일치시켜 모델링 후 개략적으로 수납 형상을 확인해 볼 수 있다. 힌지 각도 값이 작을 경우 Fig. 10(a)에서와 같이 수납능력이 떨어지며, 내부 피더구조와의 간섭 발생 가능성이 존재한다. 반면, 힌지 값이 클 경우 Fig. 10(b)와 같이 수납 시 각 반사판 사이의 간격이 작아지면서 밀집된 구조를 볼 수 있지만, 반사판 사이의 간섭이 발생할 확률이 높아지게 된다. 힌지 각도의 경우 편심도와 깊이 연관되어 있어 편심도에 따라 최적 힌지 각도가 달라진

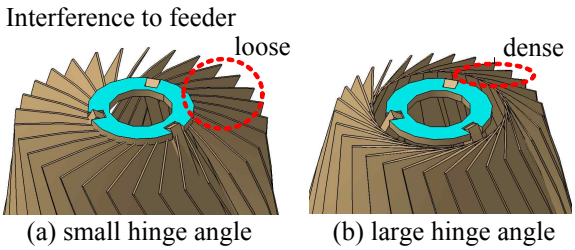


Fig. 10. Effects of hinge axis angle

다. 편심도 300mm의 경우 힌지 각도는 약 6° 근방에서 최적의 형상이 나타나며, 편심도가 100mm 이하로 작아질 경우 최적 형상의 힌지 각도는 0°에 근접하게 된다. 편심도 150mm에 대한 최적 힌지 각도는 3° 근방임을 확인하였다.

2.3.6 반사판 사이 틈

반사판 형상 설계 변수들은 이상적인 경우 반사판 전개 시 틈이 없는 완전한 면을 이루게 된다. 반면 실제 반사판의 경우 제작 오차 및 힌지 조립오차 등에 의해 반사판들 사이의 정렬이 틀어져 전개 시 간섭이 발생할 수 있다. 이를 방지하기 위해서는 반사판 사이에는 여유 공간이 있어야 한다. 본 설계에서는 각 반사판사이 및 고정반사판과의 사이에 약 0.5mm의 틈을 고려하여 반사판의 폭을 조절하였으며, 제작 및 정렬 오차에 대한 자료가 분석된 이후 추가로 반영할 예정이다.

2.3.7 리브 형상 설계

두께가 얇은 반사판의 구조 강도 보강을 위하여 리브 구조물을 덧대었다. 리브 구조 하부에 힌지 장착을 위한 공간을 두었으며, 상부로 갈수록 폭과 높이가 작아지도록 설계하여 수납시 간섭이 없도록 하였다. 리브의 위치는 Fig. 11과 같이 리브 상단에 위치한 발사구속장치와의 인터페이스를 고려하여 반사판의 1/3 지점으로 설계하였다.

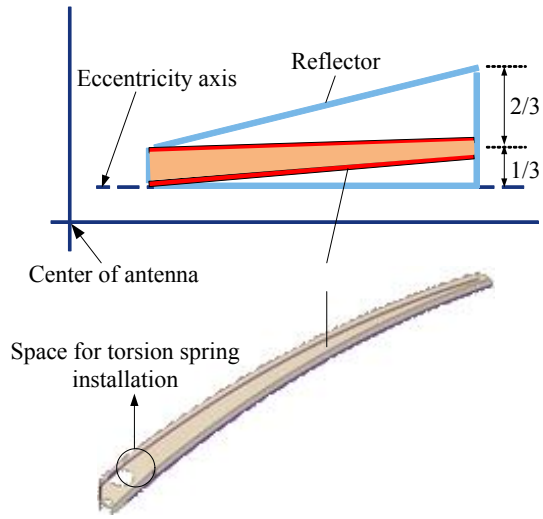


Fig. 11. Rib configuration

2.4 구조해석

위성 구성품의 경우 일반적으로 발사환경 및 궤도환경 규격을 만족시켜야 하며, 본 연구에서 설계된 안테나는 유한요소 해석을 통해 강성 및 강도 요구조건의 만족 여부를 확인하였다. 앞서 언급한 바와 같이 안테나 구조 형상 설계에서 고려한 강성 요구조건은 수납상태(발사형상)의 안테나 강성(15Hz 이상) 및 전개상태(궤도 환경)의 반사판 강성(5Hz 이상)이다. 강도 요구 규격 확인을 위해서는 설계제한하중(Design Limit Load)을 반경방향의 경우 15G, 축방향 경우 30G로 적용하여 응력 및 안전여유를 확인하였다. 궤도 환경에서 열탄성의 영향은 얇은 반사판에 따른 낮은 응력 수준 및 매우 작은 열변형값을 갖는 재료의 특성에 따라 현재 시점에서는 고려치 않았다. 궤도 환경에서 열변형에 의한 반사면의 변형에 대한 영향성 분석은 실제 재료의 시편을 통해 관련 물성을 확인한 이후에 진행할 예정이다.

2.4.1 유한요소모델 구성

Figure 12에 해석에 사용한 유한요소 모델을 나타냈다. 반사판 및 중앙링 구조, 트라이팟 등 CFRP를 사용한 부분은 쉘(shell)로 구성하였다. 힌지 부분은 스프링(Bush) 요소 및 빔(beam) 요소와 함께 RBE2요소를 사용하여 구현하였다. 기타 브라켓 부분은 3차원 솔리드 요소를 사용하여 구성하였으며, 힌지 브라켓은 알루미늄 합금, 발사구속장치의 경우 스테인리스스틸을 사용하였다. 피더 구조물의 경우 집중질량을 통해 모사하였다. 반사판은 2X2 직조 형태로 두께는 0.4mm,

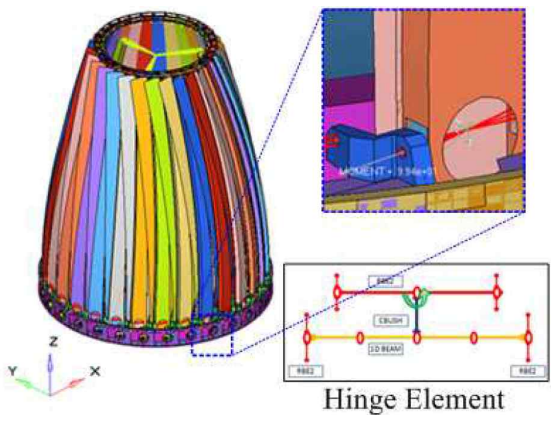
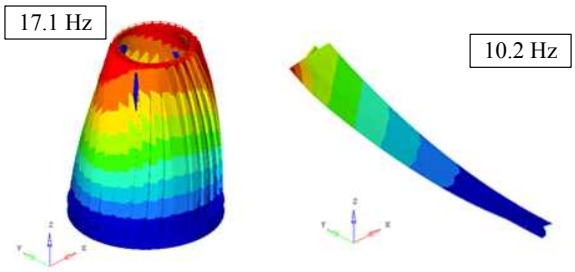


Fig. 12. Finite element model of antenna

물성은 E1 70GPa, E2 65GPa, 포아송비 0.05, G 5.5GPa을 적용하였다. 반사판 패널 상부에 위치한 발사구속장치들은 서로 고정되도록 구속하였으며, 중앙링 내부의 위성체 I/F의 경우 완전구속 조건을 적용하였다.

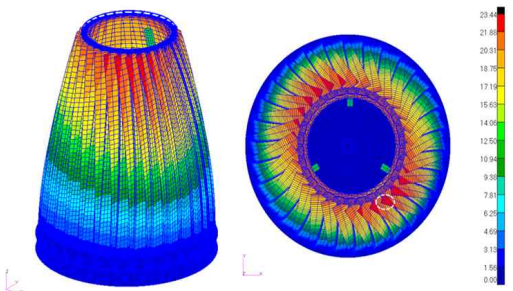
2.4.2 구조해석 결과

위성과의 I/F를 고정시킨 상태에서의 수납 상태의 모달 해석결과는 Fig. 13과 같다. 수납 상태에서의 1차 고유진동수는 약 17Hz 가 나왔으며, 요구조건 15Hz이상을 만족하는 것을 확인하였다. 또한 전개 상태의 반사판의 고유진동수는 약 10Hz로 요구조건인 5Hz 이상임을 확인 하였다. X축 하중에 대한 응력 해석 결과는 Fig. 14와 같다. 얇은 판의 특성상 전체적인 응력 수준은 매우 낮음을 확인할 수 있으며, 리브에서 국부적으로 발생하는 응력 역시 크지 않음을 확인할 수 있다. 설계제한하중을 이용한 정적하중에서 3축 모두 안전여유를 충분히 확보하고 있음을 Table 2에서 확인할 수 있다.

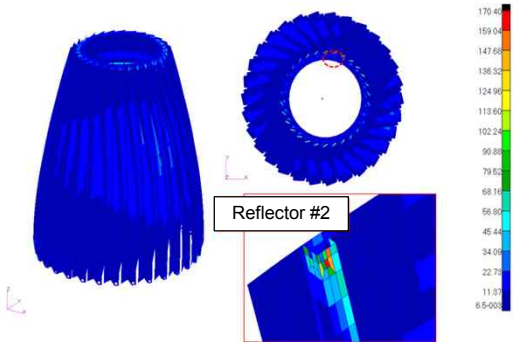


(a) stowed model (b) deployed model

Fig. 13. Modal analysis result



(a) deflection distribution



(b) stress distribution

Fig. 14. Static analysis result (Load case 1)

Table 2. Static analysis result of antenna

Load case	Load component	MOS
1	15 Gx	1.54
2	15 Gy	1.58
3	30 Gz	27.1

2.5 툴킷 개발

2.5.1 툴킷 개요

본 연구에서 설계한 안테나 형상의 경우 안테나의 크기가 3.5m를 기준으로 하였다. 그러나 체계 성능 요구조건의 변경에 따라 안테나의 크기의 변경이 필요한 상황이 발생할 수 있으며, 이 경우 앞서 설명한 바와 같이 다양한 설계 변수들을 종합적으로 고려하여 최적의 설계를 진행해야 한다. 이렇게 다양한 변수들을 종합적으로 고려해야하는 위성 설계의 경우 프로그램을 개발하여 사용함이 효율적이다[15]. 본 연구에서도 자체적으로 Adams 기반의 '전개형 SAR 안테나 툴킷'을 개발하였다. 이 툴킷을 이용할 경우 전개형 SAR 안테나 시스템의 수납, 전개와 관련된 형상 모델링 및 메커니즘에 대한 기구동역학 해석을 신속하고 효과적으로 수행할 수 있다. 또한 힌지에 대한 정렬오차 모델을 추가함으로써 반사판들의 통합과정에서 발생할 수 있는 정렬 오차에 의한 반사판의 표면 특성의 변화를 바로 확인 할 수 있게 하였다. 반사판의 정렬 오차는 힌지의 제작 공차 및 미세 조정 능력 등 제작성에 영향을 끼치는 설계 요소이며, 안테나 성능에 따른 표면 정확도 요구규격에 따라 힌지의 허용 공차를 확인 할 수 있다.

2.5.2 안테나형상 모델링 GUI

안테나 형상모델링을 위한 GUI 는 Fig. 15 와 같다. 안테나 반사판의 개수와 반사판의 내·외곽 직경 및 초점거리, 편심도를 넣을 수 있으며, 힌지의 경우 절대좌표 기준으로 기준축이 설정되어 있으며, 힌지의 기울기를 변경하고 싶을 때 값을 수정하도록 구성하였다. 결과의 경우 안테나 수납 모델이 형성되며, 수납된 상태에서의 부피 및 반사판 사이의 간섭을 확인 할 수 있도록 구성하

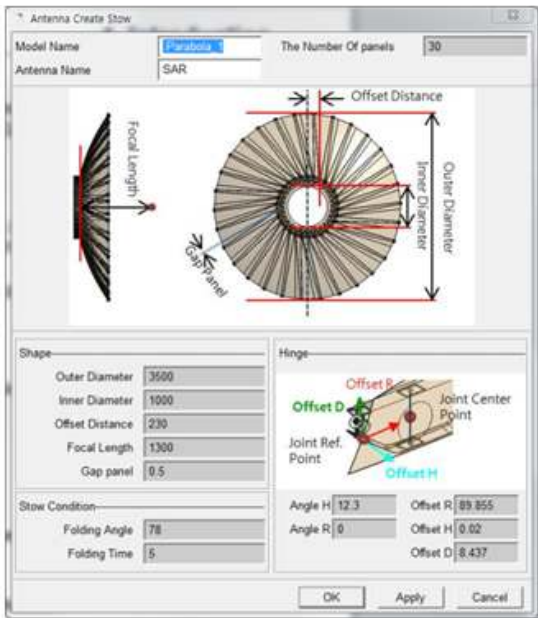


Fig. 15. Antenna configuration model GUI

였다. 이를 통해 안테나의 크기 변경에 따른 형상변수의 최적 설계를 손쉽게 확인 할 수 있다. 또한 발사구속 장치 및 브라켓 모델과 전개용 댐퍼 모델, 엔드스토퍼 등 기구학적인 요소를 모델링할 수 있도록 구성하여, 안테나의 전개과정을 시뮬레이션 할 수 있도록 구성하였다.

2.5.3 힌지 공차에 따른 변형 특성

안테나 형상 모델링 이후에는 힌지의 정렬 오차를 1-N개의 반사판 별로 개별적으로 설정하여 이에 따른 반사판의 변형을 확인 할 수 있다. 이 변형은 반사판의 대표점 20개(반경방향 5점, 측면 방향 4점)를 기준으로 이상적인 포물면과의 오차를 표를 통해 정리하여 손쉽게 확인 할 수 있도록 구성하였다. Fig. 16은 정렬오차에 따른 한 개의 반사판에 대한 오차 결과를 나타낸다. 원의 중심에서 멀리 있는 점에서 오차가 크게 나

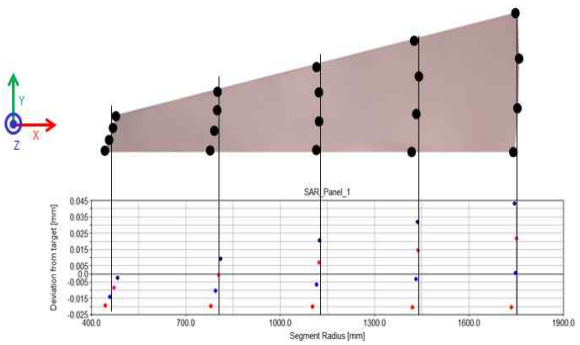


Fig. 16. Results of surface error by hinge axis tolerance

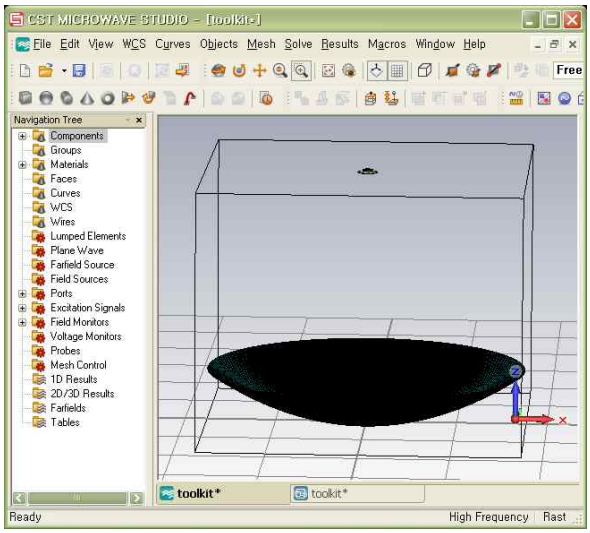


Fig. 17. Antenna reflector model in the RF simulation tool, CST

타남을 확인 할 수 있다. 힌지 공차에 의한 안테나면의 변형은 RMS(Root Mean Square)값으로 0.5mm 수준을 목표로 하며, 이 경우 힌지의 미세조정 이후 허용 오차의 최대값은 약 0.048°임을 확인하였다. 이 값은 안테나 형상 설계에 따라 달라지며, 특히 안테나의 크기에 민감하게 반응한다.

2.5.4 전자파 해석을 위한 툴킷 구현

전개형 안테나의 설계에서 최종적으로 확인되어야 할 부분은 기계적으로 설계된 안테나가 전자파적으로 제대로 기능하는지 여부이다. 대표적인 안테나 전자파 해석 툴로는 Feko, CST, HFSS 등이 있으며 3차원 형상파일의 가져오기가 가능하다. 개발된 툴킷은 형상 모델 및 힌지 오차 모델의 3차원 형상(STEP) 내보내기를 할 수 있도록 구성하여 Fig. 17과 같이 전자기파 해석 툴과 호환을 가능하게 하였다.

III. 결 론

위성용 안테나 설계는 RF 성능, 기계적, 열적, 기구적, 전기적, 우주 환경적, 재료 및 품질 등의 다양한 요구조건을 만족시켜야 한다. 이러한 요구조건 중 기계적인 요구조건에 대한 테일러링(tailoring) 과정을 통해 안테나 규격을 정하였다. 안테나 형상의 수납능력을 극대화하기 위한 F/D 비율을 산정하여 적용하였으며, 편심도 및 힌지 기울기로 대표되는 설계변수들에 대한 연구들 통해 최적의 형상을 설계하였다. 설계한 형상은 유한요소 모델 해석을 이용하여 구조적인 안전성을

분석하였다. 시스템 요구조건 변경에 따른 안테나 형상 변경에 대비하여 안테나 형상 설계 툴킷을 개발하였다. 툴킷을 통해 변수에 따른 안테나 형상모델 설계 및 힌지 공차에 따른 안테나면의 오차분석을 수행할 수 있었으며, 전자파 해석 프로그램과의 호환성을 확인하였다. 이를 통해 향후 최종 성능 및 요구조건을 만족하는 실물 모델의 제작 시 보다 빠르고 효과적인 설계를 수행할 수 있을 것이다.

References

1) Young-Kil Kwag, "Technical Trends of Sythetic Aperture Radar for Satellite Payload," The Magazine of the IEEK, Vol. 34, No. 11, Nov. 2007, pp.61-74

2) Young-Kil Kwag, "Satellite Sythetic Aperture Radar(SAR) Technical Trends," The Proceedings of the Korea Electromagnetic Engineering Society, Vol. 22, No. 6, Nov. 2011, pp.4-16

3) Bo-Yeol Yoon, Kwang-Jae Lee, Youn-Soo Kim, Yong-Seung Kim, "Technical Trends of SAR as a Earth Observation Satellite," Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 4, No. 2, Dec. 2006, pp.40-48

4) Jung-Heum Im, Hee-Seop Kim, Jae-Min Shin, Sang-Ryool Lee, Young-Soo Kim, "Korean-type SAR Satellite System Conceptual Design," The Proceedings of The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences, Nov. 2002, pp.556-559

5) Capece, P., Borgarelli, L., Di Lazzaro, M. et al., "COSMO SkyMed Active Phased Array SAR Instrument," *IEEE International Radar Conference*, 2008

6) Pitz,W. and Miller, D., "The Terrasar X Aatellite," *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, Vol. 48, No. 2, 2010, pp. 615–622.

7) Koebel, D., Tobehn, C., and Penne, B. OHB, "Platforms for Constellation Satellites," *5th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation*, 2005.

8) Naftaly, U., and Levy-Nathansohn, R., "Overview of the TECSAR Satellite Hardware and Mosaic Mode," *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, Vol. 5, No. 3, Jul. 2008.

9) Archer, J. S., Palmer, W. B., "Antenna technology for QUASAT application," *Large Satellite Antennas and Space Technology*. NASA CR-2368 part-I, 1984.

10) Dornier, "FIRST Technology study: Multisurface control mechanism for a deployable antenna," *Dornier Report*, RP-FA-D003, 1987.

11) Guest, S. D., and Pellegrino S., "A New Concept for Solid Surface Deployable Antennas," *Acta Astronautica*, Vol. 38, No. 2, 1996, pp.103~113.

12) Nassehpour, S. and Kwan, Alan S. K., "New Concepts in Large Deployable Papabolic Solid Reflectors," *6th AECEF Symposium in Vilnius*, Lithuania, 2008, pp.162~171

13) Schmid, M., and Barho, R., "Development Summary and Test Results of a 3 Meter Unfurlable CFRP Skin Antenna Reflector," *European Space Mechanisms and Tribology Symposium*, Sep. 2003.

14) William A. Imbriale, Steven Gao, Luigi Boccia, *Space Antenna Handbook*, John Wiley & Sons, 2012

15) Ki-Lyong Hwang, Bo-Ra Lee, Su-Jeoung Kim, Sung-Hwan Ko, Soon-Kyung Kwon, Mi-Hyun Lee, Young-Keun Chang, "Development of SEDT(System Engineering Design Tool) for Small Satellite Conceptual Design," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 33, No. 1, Jan. 2005, pp93-103.