

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(7), 601-609(2014)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.7.601>

## 전개형 위성 안테나 메커니즘 모델링 및 분석

이승엽\*, 정석용\*, 최윤혁\*, 조기대\*\*

## Mechanism Modeling and Analysis of Deployable Satellite Antenna

Seung-Yup Lee\*, Suk-Yong Jeong\*, Yoon-Hyuk Choi\* and Ki-Dae Cho\*\*

Agency for Defense Development \*'\*\*

## ABSTRACT

Large number of SAR(Synthetic Aperture Radar) satellites, one type of earth observation satellite, have been developed as they have the advantage of not being affected by surrounding environment during the earth image acquisition. In order to gain high image quality, SAR antenna should have large diameter. However, internal space of satellite launch vehicle is limited and this leads SAR antenna to be designed deployable so that it can be folded in launch vehicle and unfolded in space. In this research, values of various design factors of deployable satellite antenna were chosen considering satellite's target mission. Configuration of deployable satellite antenna was designed by applying the chosen values of design factors, and variation in deployable satellite antenna during satellite maneuver was observed through simulation.

## 초 록

지구 관측용 위성의 한 종류인 SAR(Synthetic Aperture Radar) 위성은 지구의 영상 획득 시, 주변 환경의 영향을 받지 않는다는 장점이 있어 현재까지 많은 수가 개발되었다. 높은 영상 품질을 얻기 위해 SAR 안테나는 큰 직경을 가져야 한다. 그러나 위성을 우주까지 운반하는 발사체의 내부 공간은 한정적이므로 SAR 안테나는 발사체 내부 배치 시에는 접어 놓았다가 우주에서는 펼쳐질 수 있는 전개형으로 설계된다. 본 연구에서는 위성의 목표 임무를 고려하여 전개형 위성 안테나의 메커니즘과 관련된 설계 요소 값들을 선정하였다. 이를 바탕으로 전개형 위성 안테나의 형상을 설계하였으며, 시뮬레이션을 통해 위성 기동 시 전개형 위성 안테나에 발생하는 변화를 관찰하였다.

**Key Words** : Deployable satellite antenna(전개형 위성 안테나), SAR satellite(SAR 위성)

## 1. 서 론

지구 관측용 위성은 지형 정보 획득, 지구 자원 확인 및 관리 등에 사용이 가능하기 때문에

군사용으로나 민수용으로 그 수요가 지속적으로 증가하고 있다. 지구 관측용 위성의 종류에는 카메라를 사용하는 EO/IR(Electro-Optical/Infra-Red) 방식과 안테나를 이용하여 지상 또는 해양

† Received: April 4, 2013 Accepted: June 21, 2014

\*\* Corresponding author, E-mail : addckd@gmail.com

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

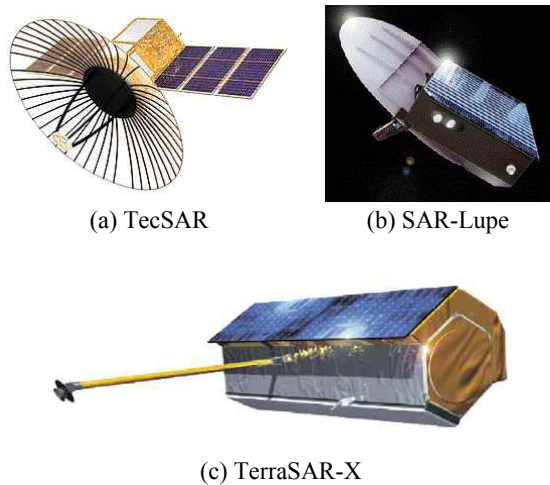


Fig. 1. Synthetic Aperture Radar satellites

에 레이더파를 순차적으로 쏘 이후, 레이더파가 굴곡면에 반사되어 돌아오는 미세한 시간차를 선착순으로 합성해 영상을 생성하는 SAR(Synthetic Aperture Radar) 방식이 있다. SAR 방식은 레이더파를 사용하기 때문에 날씨 및 주간, 야간의 영향을 받지 않는다는 장점이 있어 Fig. 1의 Tec SAR, SAR-Lupe, TerraSAR-X 등 많은 수의 위성들이 SAR 방식을 채택하였다[1].

SAR 위성은 목표 임무와 임무 환경에 따라 요구되는 주파수 밴드, 영상 품질, 관측 범위 등의 조건이 다르다. 일반적으로 자연환경 감시, 지구 자원 확인 및 관리를 목적으로 하는 위성은 C-band와 L-band 주파수를 사용하며, 높은 영상 품질이 요구되는 군사용 위성은 X-band를 사용하는 추세이다[2][3]. 높은 영상 품질을 얻기 위해서는 큰 직경의 SAR 안테나가 필요하다. 반면, 위성을 우주까지 운반하는 발사체는 위성을 탑재할 수 있는 내부 공간의 제한으로 인해 SAR 안테나의 직경 역시 제한을 받게 된다.

발사체의 내부 공간이 높은 영상 품질을 위해 요구되는 SAR 안테나의 직경을 수용하지 못하는 문제점을 해결하기 위해 전개형 메커니즘이 사용된다[4~8]. 전개형 메커니즘은 완전히 펼쳐진 SAR 안테나의 직경이 발사체 내부 공간의 직경보다 크더라도, 위성을 발사체에 탑재할 경우 안테나를 접어놓음으로써 수납성을 최대화하는 것이 가능하다.

전개형 위성 안테나 설계 시 우선적으로 고려되어야 하는 요소는 안테나 반사면의 구성 재질이다. 위성 안테나 반사면을 구성하는 재질에는 TecSAR에서 사용한 것과 같은 메쉬형이 있으며 [4][7][8], 다른 하나는 Astrium사에서 사용한 것

과 같은 솔리드형이다[5][6]. 메쉬형은 경량 금속 그물이 불연속적인 메쉬 구조를 통해 안테나의 반사면을 이루는 형태이다. 메쉬는 천과 같이 잘 접히기 때문에 수납성이 높고 무게가 솔리드형에 비해 상대적으로 가볍다는 장점이 있지만, 일반적으로 솔리드형에 비해 표면 정확도가 낮다. 솔리드형은 다수의 CFRP(Carbon Fiber Reinforced Polymer) 패널로 반사면이 구성되며 높은 표면 정확도를 가지지만, 기계적으로 복잡하다는 단점이 있다. 본 연구에서는 표면 정확도와 설계 모델의 용이성을 고려하여 솔리드형 위성 안테나를 분석하였다. 또한 다수의 CFRP 패널로 구성되는 전개형 위성 안테나의 다양한 설계 요소 값들을 선정하고 분석하였다. 이를 바탕으로 전개형 위성 안테나의 형상을 모델링하였으며, 시뮬레이션을 통해 위성 기동 시 전개형 위성 안테나에 발생하는 변화를 관찰하였다.

## II. 설계 요소 분석 및 모델링

### 2.1 전개형 위성 안테나의 형상

일반적으로 파라볼릭(parabolic) 안테나의 형상 및 곡률을 나타내는 지표로서  $F/(2R)$  값이 이용된다. 이것은 Fig. 2에 표시된 초점거리(focal length;  $F$ )를 안테나의 직경( $2R$ )으로 나눈 값을 의미한다. 같은 안테나 직경이라 할지라도  $F/(2R)$  값이 커질수록 안테나의 초점거리 역시 커지는 현상이 발생하여 발사체 선정에 제약이 발생한다. 반면  $F/(2R)$  값이 작을 경우, 안테나 다중 피더 설계에 제약이 생긴다. 전개형 안테나의 전자과적, 기계적 특성을 고려하여  $F/(2R)$ 의 값을 0.35~0.4의 범위에서 선택하면, 위성체 임무에 부합하는 것으로 예비 분석되었다. 이를 바탕으로 본 연구에서는  $F/(2R)$ 의 값을 0.37로 최종 선정하고 전개형 안테나를 모델링하였다.

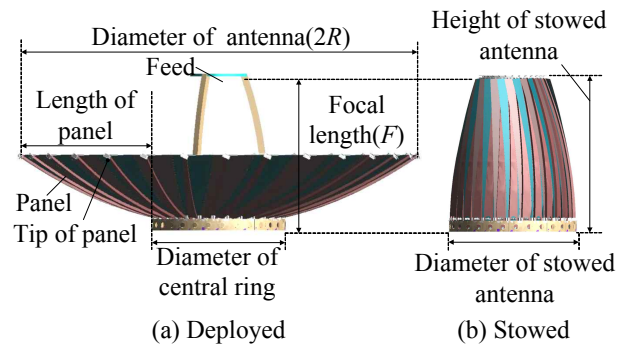


Fig. 2. Configuration of deployable antenna

$F/(2R)$  값과 안테나 직경이 선정됨에 따라 설정된 초점거리는 고정 값이 되기 때문에 Fig. 2와 같이 수납 상태에서의 안테나 높이는 초점거리보다 낮아질 수 없으며, 패널의 길이와 중앙링의 직경은 반비례 관계이다. 수납 상태의 안테나 높이가 초점거리를 넘지 않는 범위 내에서 중앙링 직경이 최소가 되는 경우에 안테나의 수납성은 최대가 된다. 이를 위해 안테나가 수납 상태일 때, 패널의 끝부분이 피더와 최대한 동일선상에 있도록 패널의 길이를 선정하였다.

### 2.2 전개형 위성 안테나의 모델링

전개형 위성 안테나는 Fig. 3과 같이 여러 개의 패널 및 리브, 중앙링, 중앙 반사판, 토션 스프링, 힌지 브라켓, 발사 잠금 브라켓, 엔드스토퍼, 피더, 트라이팻 등으로 구성된다[5]. 힌지 브라켓에 장착되는 토션 스프링은 항상 안테나 패널이 전개되는 방향으로 회전축에 1자유도의 토크를 인가한다. 그러므로 안테나를 수납 상태로 만들기 위해서는 Fig. 4와 같이 발사 잠금 시스템의 텐션 와이어를 브라켓의 가이드에 장착하여 인장력을 발생시킴으로써 패널이 수납 상태를 유지할 수 있도록 힘을 인가한다. 수납 상태의 안테나를 전개하기 위해서는 잠금 해제 장치를 이용하여 텐션 와이어를 끊어주게 된다. 텐션 와이어가 끊어짐으로써 안테나가 수납 상태를 유지하도록 하는 힘은 제거되기 때문에 이때부터 토션 스프링의 토크를 이용한 안테나의 전개가 시작된다. 안테나의 전개 시간 조절과 안정적인 전개를 위해 1개의 댐퍼와 케이블이 사용되며 댐퍼는 리

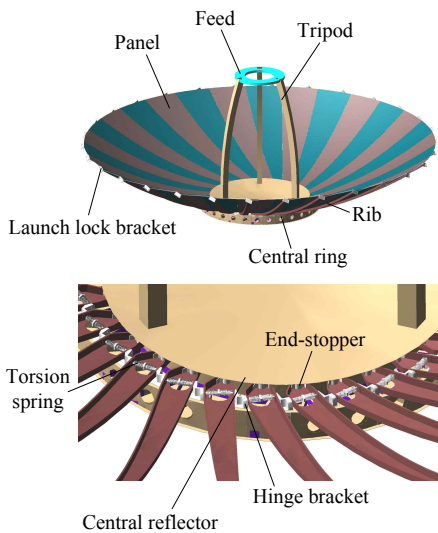


Fig. 3. Composition of deployable satellite antenna

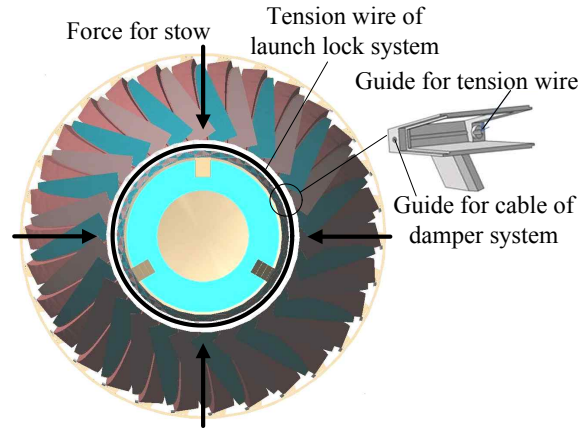


Fig. 4. Basic mechanism of deployable antenna

브 끝부분에 설치된다. 댐퍼에 감긴 케이블은 Fig. 4의 케이블 가이드를 통과하는 형태로 장착이 되며, 안테나가 전개됨에 따라 댐퍼의 특성에 맞춰 안테나의 전개 속도를 늦추는 역할을 한다. 패널과 중앙링에는 각각 1개의 엔드스토퍼가 있는데, 2개의 엔드스토퍼는 안테나 전개가 완료되는 시점에 서로 접촉함으로써 전개된 안테나가 자세를 유지할 수 있도록 한다.

본 연구에서는 전개형 위성 안테나의 전개 메커니즘을 구성하는 토션 스프링, 힌지 브라켓, 발사 잠금 브라켓, 엔드스토퍼의 모델링을 수행하였다. 레이더파의 통과 역할을 하는 트라이팻과 피더는 간략한 더미 형태로 모델링하였으며, 패널의 강성을 높이기 위한 리브는 패널의 형상에 맞춰 모델링되었다.

#### 2.2.1 토션 스프링 모델링

전개형 위성 안테나의 모든 패널 및 리브는 Fig. 5와 같이 그 시작 부분에 힌지 축이 존재한다. 각 힌지 축에는 동일한 두 개의 스프링이 존재하며, 이들이 전개 토크를 발생시켜 각 패널들을 전개시킨다. 본 연구에서는 토션 스프링을 선형 스프링으로 가정하였으며, 토션 스프링의 각 변수들은 형상 설계 자료를 토대로 선정하였다.

토션 스프링은 일정한 강성을 가지며 회전축에 대해 변형되는 각도와 강성을 곱함으로써 토크를 계산할 수 있다. 토션 스프링은 위성 수납시 최대로 변형되어 패널을 전개하기 위한 토크를 발생시킨다. 전개 완료 시에는 최소로 변형되어 있는 상태가 되며, 엔드스토퍼에 접촉력을 가하여 전개형 위성 안테나가 포물면을 유지할 수 있도록 한다. 토션 스프링은 안테나의 포물면을 유지하기 위해 요구되는 토크에 따라 초기 토크 값이 존재하도록 장착된다.

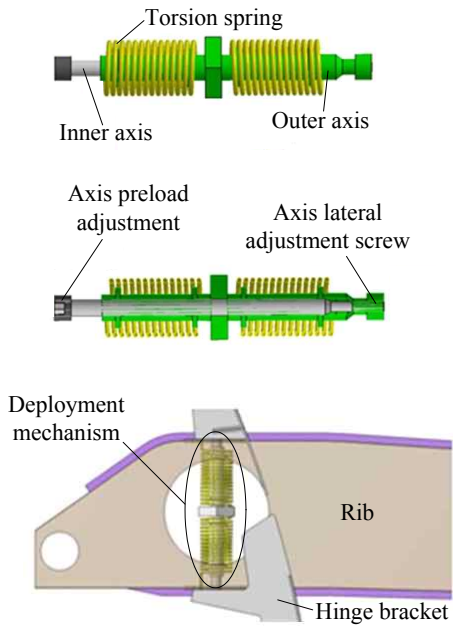


Fig. 5. Panel deployment mechanism using torsion spring

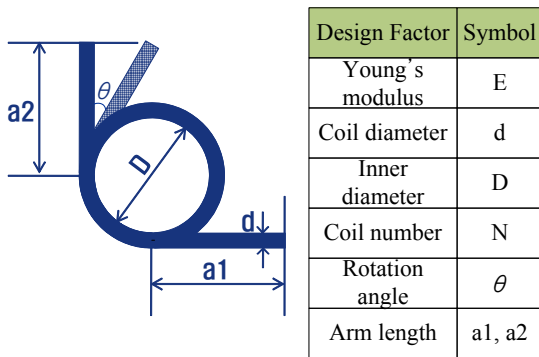


Fig. 6. Design factors of torsion spring

토션 스프링의 강성 값을 선정하기 위해, 설계된 패널과 리브 등 주변 파트와의 인터페이스를 통해 설치가 가능한 토션 스프링의 치수를 도출하였다. Fig. 6과 같은 토션 스프링의 설계 요소로부터 식 (1)을 이용하여 토션 스프링의 강성을 계산하였다. 토션 스프링의 재질은 일반적인 강으로 가정하였으며, 동일한 2개의 토션 스프링이 사용되기 때문에 최종 스프링 강성은 식 (1)을 통해 계산된 값의 2배이다.

$$k = \frac{Ed^4}{64DN} [Nmm/rad] \tag{1}$$

$$= \frac{Ed^4}{64DN} \frac{\pi}{180} [Nmm/deg]$$

2.2.2 마찰 댐퍼 모델링

댐퍼 시스템은 안테나의 전개 시간을 조절하

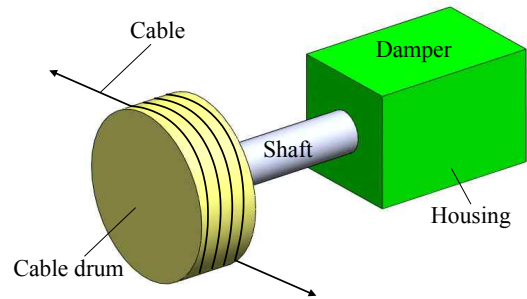


Fig. 7. Damper system for antenna deployment

고 전개가 안정적으로 수행될 수 있도록 한다. 댐퍼는 하우징과 회전축으로 구성되어 있으며, 축의 회전으로부터 발생하는 마찰력을 이용한다. 댐퍼 시스템은 Fig. 7과 같이 회전축에는 케이블을 감기 위한 케이블 드럼이 체결되어 있으며, 케이블은 드럼에 고정된 후 감긴다. 케이블의 양 끝은 각 패널의 발사 잠금 브라켓에 포함되어 있는 댐퍼 브라켓을 통과하여 하나의 발사 잠금 브라켓에 고정된다. 전개형 위성 안테나의 전개가 시작됨에 따라 댐퍼가 작동하게 되며, 안테나가 완전히 전개된 후에는 작동하지 않는다.

마찰 댐퍼의 동역학 모델을 하우징, 케이블 등 여러 파트로 표현하는 것은 비효율적이다. 따라서 본 연구에서는 마찰 댐퍼 시스템을 댐퍼 브라켓 간의 상대 속도를 모두 합한 케이블 속도(V)를 이용하여 선형 댐퍼로 가정하였다. 댐퍼 시스

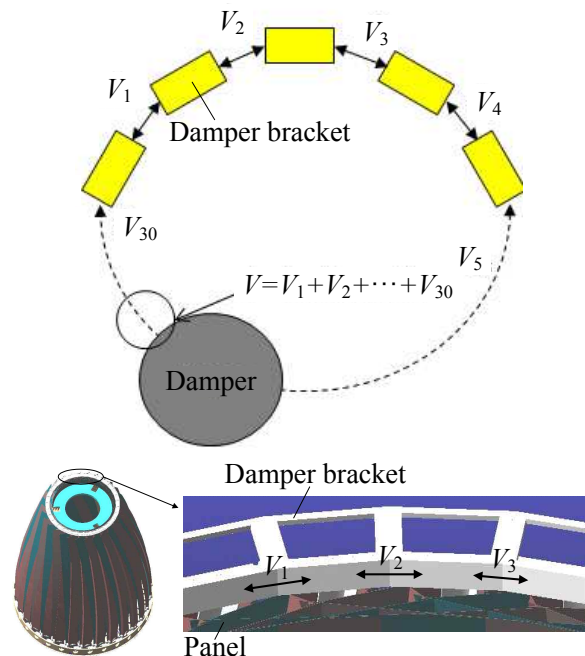


Fig. 8. Simplified model of damper system

템을 단순화하여 댄핑력( $Fd$ )은 스텝함수로 표현되는 케이블 속도 계수( $A$ )와 최대 댄핑력( $Fd_{max}$ )의 곱으로 정의하였다. 케이블 속도 계수는 케이블 속도와 스텝 함수의 기울기( $a$ )로 정의된다. 최대 댄핑력과 케이블 드럼의 반경을 곱함으로써 댄퍼에 요구되는 최대 토크( $T_{max}$ )를 구할 수 있다. 전개형 위성 안테나의 모든 댄퍼 브라켓은 Fig. 8과 같이 댄퍼와 케이블로 연결되어 있으며, 케이블에 발생하는 인장력은 어느 위치에서나 동일하다. 따라서 케이블 속도는 인접한 댄퍼 브라켓 간의 상대속도를 모두 더한 값과 동일하다. 안테나 전개용 댄퍼의 힘 요소 수식은 다음과 같이 정의될 수 있다.

$$Fd = -Fd_{max} \times A \tag{2}$$

$$A = \begin{cases} 0 & V \leq 0 \\ a^2 \times (3 - 2a) & 0 < V < 1 \\ 1 & V \geq 1 \end{cases}$$

$$V = V_1 + V_2 + \dots + V_{30}$$

**2.2.3 발사 잠금 장치 모델링**

발사 잠금 장치는 안테나의 수납에 사용된다. 댄퍼의 케이블이 위성 발사 과정에서 하중을 받지 않도록 발사 잠금 브라켓 주변에는 2개의 텐션 와이어가 반원 단위로 감싸져 있다. 이는 안테나 수납 상태에서 발사 잠금 장치에 걸속력을 가해준다. 2개의 텐션 와이어는 후크로 연결되어 잠금 해제 브라켓에 편으로 고정되어 있다. 그리고 벨빌 와셔가 장착된 장력 조절 장치를 통해 초기 인장력을 인가하게 된다. 발사 잠금 장치는 잠금 해제 장치에 의해 수동으로 분리되며, 이후부터 패널의 전개가 시작된다. 텐션 와이어는 분리된 후 와이어에 저장되어 있는 굽힘 모멘트에 의해 원래의 직선 형태로 돌아간다. 그 후에 패널 및 리브의 뒤쪽에 위치하게 되는데 그 과정에서 패널과의 간섭을 회피하기 위해 추가로 스프링이 장착된다. 발사 잠금 장치는 발사 잠금 브라켓, 잠금 해제 장치, 장력 조절 장치 등 많은 요소로 구성되지만, 모든 구성품을 모델링 하는 것은 비효율적이므로 텐션 와이어의 장력과 발사 잠금 브라켓의 접촉력만으로 단순화하여 발사 잠금 장치를 정의하였다.

텐션 와이어의 인장력을 계산하기 위해 식 (3)과 Fig. 9와 같은 모델을 사용하였다.  $F$ 는 발사 잠금 장치의 걸속력,  $F_x$ 와  $F_y$ 는 각각  $F$ 의  $x$ 와  $y$  성분,  $F_t$ 는 경사면에 수평한  $F$ 의 성분,  $F_n$ 은 경사면에 수직인  $F$ 의 성분,  $T$ 는 텐션 와이어의 인장력을 나타낸다.

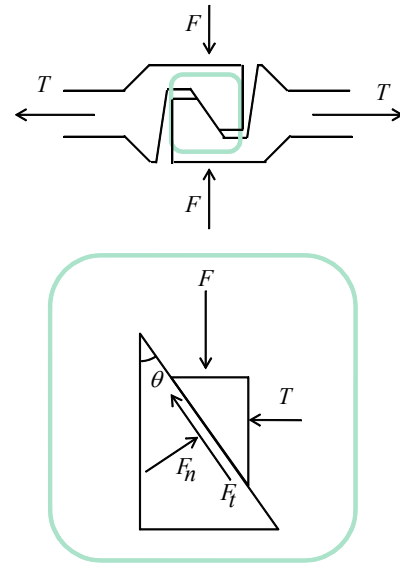


Fig. 9. Calculation of tension force of wire

$$\begin{aligned} \Sigma F_x &= F_n \cos\theta - F_t \sin\theta - T = 0 \\ \Sigma F_y &= F_n \sin\theta + F_t \cos\theta - F = 0 \\ F_t &= \mu F_n \\ \Sigma F_x &= F_n \cos\theta - \mu F_n \sin\theta - T = 0 \\ \Sigma F_y &= F_n \sin\theta + \mu F_n \cos\theta - F = 0 \\ F_n &= \frac{T}{(\cos\theta - \mu \sin\theta)} = \frac{F}{(\sin\theta + \mu \cos\theta)} \\ T &= \frac{(\cos\theta - \mu \sin\theta) F}{(\sin\theta + \mu \cos\theta)} = \frac{(1 - \mu \tan\theta) F}{(\tan\theta + \mu)} \end{aligned} \tag{3}$$

발사 잠금 브라켓 간의 접촉력은 힘 요소의 임팩트 특성 수식으로 표현되는데, 브라켓 간의 거리가 0 이하가 되면 접촉력이 발생하여 텐션 와이어에 인장력이 발생한다.

텐션 와이어의 변위는 Fig. 10과 같이 인접한 브라켓 간의 상대 변위를 모두 더한 값이고, 텐션 와이어의 속도는 브라켓 간의 상대 속도를 모두 더한 값이다. 텐션 와이어의 인장력은 와이어 강성 및 변위의 곱과 와이어 댄핑 계수 및 속도의 곱을 합한 것으로 표현된다.

초기에 안테나가 완전히 전개된 상태에서 해석을 시작하여 텐션 와이어의 길이를 조금씩 감소시켜 안테나를 수납 상태로 만들었다. 텐션 와이어의 길이를 감소시키다 보면 잠금 브라켓 간에 접촉력이 발생하는데 이 때 텐션 와이어의 인장력이 급격히 증가하고 인장력이 일정한 값이 되는 시점에서 와이어의 길이는 더 이상 변하지 않고 고정된다. 이와 같은 과정이 장력 조절 장치를 대체하게 된다. 잠금 장치 해제는 안테나의 전개가 시작되는 시점에서 텐션 와이어의 인장력을 0으로 만드는 것으로 대체한다. 발사 잠금 장치의 모델링에 사용된 텐션 와이어의 인장력 수

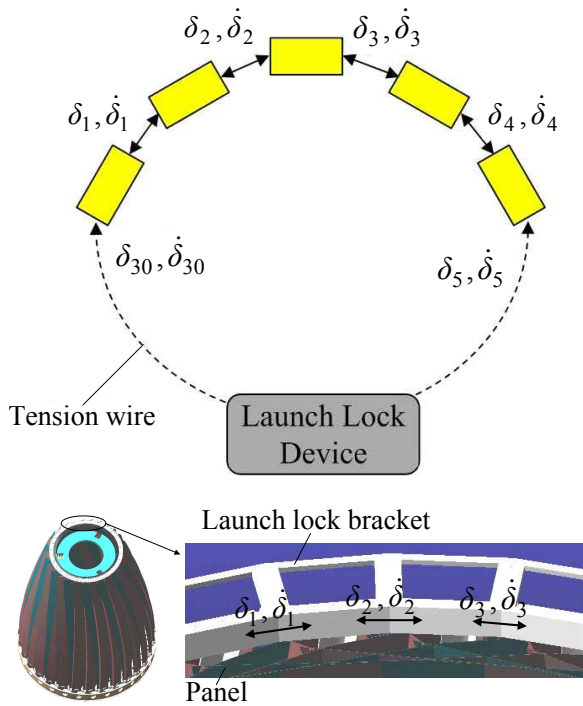


Fig. 10. Simplified model of launch lock system

식은 다음과 같다.  $T$ 는 와이어 인장력,  $k$ 는 와이어 강성,  $c$ 는 댐핑 계수,  $\delta$  및  $\dot{\delta}$ 은 각각 발사 잠금 브라켓 사이의 상대 변위와 속도를 나타낸다.

$$T = \begin{cases} -k\delta - c\dot{\delta} & \delta > 0 \\ 0 & \delta \leq 0 \end{cases} \quad (4)$$

$$\delta = \delta_1 + \delta_2 + \dots + \delta_{30}$$

$$\dot{\delta} = \dot{\delta}_1 + \dot{\delta}_2 + \dots + \dot{\delta}_{30}$$

발사 잠금 브라켓의 접촉력 모델링에 사용된 수식 및 특성은 다음과 같다. 여기서  $F_{cont}$ 는 발사 잠금 브라켓의 접촉력,  $K_{cont}$ 는 발사 잠금 브라켓의 접촉 강성,  $C_{damp}$ 는 발사 잠금 브라켓의 접촉 댐핑 계수,  $C_{step}$ 은 발사 잠금 브라켓의 접촉 댐핑 계수를 정의하는 스텝 함수,  $\epsilon 1$ 은 스텝 함수의 중간 기울기,  $d 1$ 은 접촉 지수,  $d 1$ 은 침투 변위,  $\delta 1_0$ 은 접촉력이 발생하는 브라켓 사이의 거리,  $\delta 1$ 은 브라켓 사이의 상대 변위를 의미한다.

$$F_{cont} = \begin{cases} 0 & \delta 1 > \delta 1_0 \\ K_{cont}(\delta 1_0 - \delta 1)^{\epsilon 1} - C\dot{\delta} 1 & \delta 1 \leq \delta 1_0 \end{cases} \quad (5)$$

$$C = C_{damp} \times C_{step}$$

$$C_{step} = \begin{cases} 1 & \delta 1 \leq \delta 1_0 - d 1 \\ 0 - \epsilon 1^2(3 - 2\epsilon 1) & \delta 1_0 - d 1 < \delta 1 < \delta 1_0 \\ 0 & \delta 1 \geq \delta 1_0 \end{cases}$$

$$\epsilon 1 = \frac{(\delta 1 - (\delta 1_0 - d 1))}{(\delta 1_0 - (\delta 1_0 - d 1))}$$

### 2.2.4 엔드스토퍼 모델링

엔드스토퍼는 패널이 힌지 브라켓의 회전축에 대해 회전을 하여 전개가 완료되었을 때, 최종 자세를 유지하기 위한 장치이다. 엔드스토퍼는 Fig. 11 및 12와 같이 중앙 링의 엔드스토퍼와 각 패널의 리브에 장착되는 엔드스토퍼로 구성된다. 토션 스프링의 초기 토크에 의해 회전축에 대해 잔류 토크가 발생되며, 이로부터 중앙 링의 엔드스토퍼와 패널의 엔드스토퍼 사이에 접촉력이 발생한다. 이와 같은 접촉력을 통해 안테나는 전개된 후에 자세를 유지할 수 있다. 본 연구에서는 엔드스토퍼의 동적 특성을 표현하기 위해 Fig. 13과 같이 단순 접촉력으로 모델링하였으며, 각 설계 요소들은 형상 등의 제한 조건을 토대로 선정하였다.

엔드스토퍼는 중앙 링의 엔드스토퍼와 패널의 엔드스토퍼가 서로 닿기 전에는 어떠한 힘도 발생하지 않고 오직 두 요소의 거리가 0이 되는 순간에만 접촉력이 발생한다. 따라서 식 (6)과 같은 임팩트 함수를 이용하여 두 파트의 접촉을 힘으

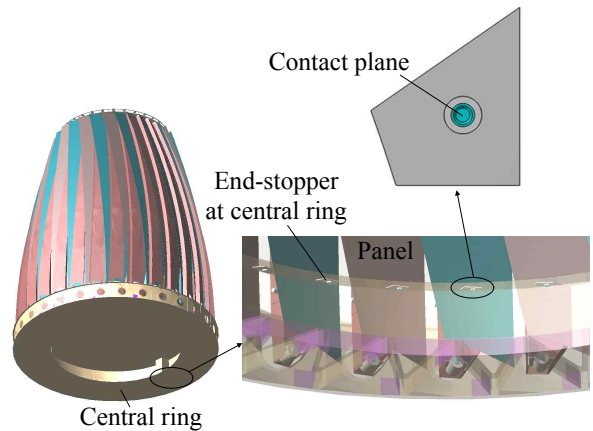


Fig. 11. End-stopper at central ring

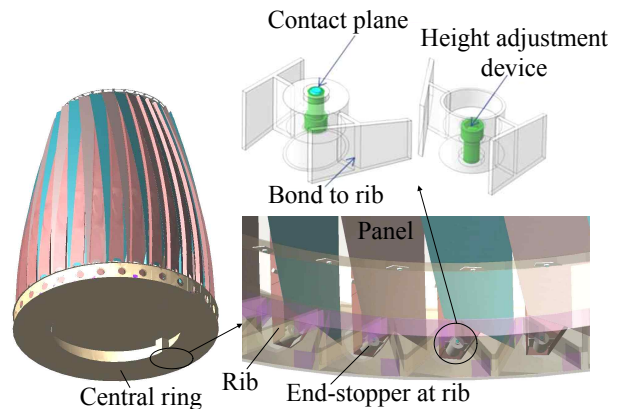


Fig. 12. End-stopper at rib

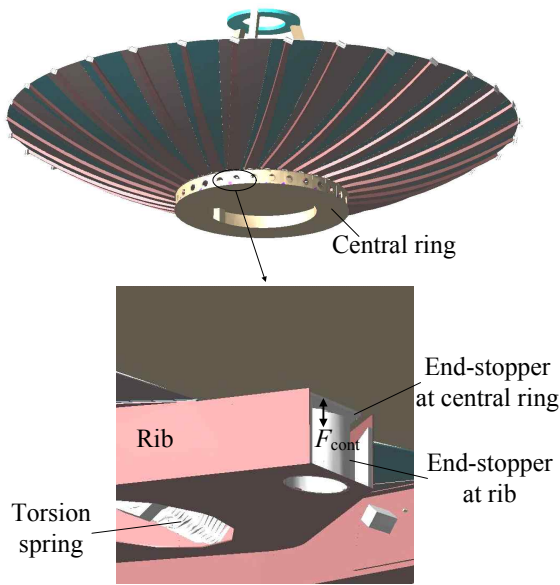


Fig. 13. Simplified model of end-stopper

소로 정의하였다. 여기서  $F_{cont}$ 는 발사 잠금 브라켓의 접촉력,  $K_{cont}$ 는 발사 잠금 브라켓의 접촉 강성,  $C_{damp}$ 는 발사 잠금 브라켓의 접촉 댐핑 계수,  $C_{step}$ 은 발사 잠금 브라켓의 접촉 댐핑 계수를 정의하는 스텝 함수,  $\epsilon 2$ 는 스텝 함수의 중간 기울기,  $d 2$ 는 접촉 지수,  $d 2$ 는 침투 변위,  $\delta 2_0$ 은 접촉력이 발생하는 중앙 링 엔드스토퍼와 패널 엔드스토퍼 사이의 거리,  $\delta 2$ 는 중앙 링 엔드스토퍼와 패널 엔드스토퍼 사이의 상대 변위를 의미한다.

$$F_{cont} = \begin{cases} 0 & \delta 2 > \delta 2_0 \\ K_{cont}(\delta 2_0 - \delta)^{\epsilon 2} - C\delta \dot{\delta} 2 & \delta 2 \leq \delta 2_0 \end{cases} \quad (6)$$

$$C = C_{damp} \times C_{step}$$

$$C_{step} = \begin{cases} 1 & \delta 2 \leq \delta 2_0 - d 2 \\ 0 - \epsilon 2^2(3 - 2\epsilon 2) & \delta 2_0 - d 2 < \delta 2 < \delta 2_0 \\ 0 & \delta 2 \geq \delta 2_0 \end{cases}$$

$$\epsilon 2 = \frac{(\delta 2 - (\delta 2_0 - d 2))}{(\delta 2_0 - (\delta 2_0 - d 2))}$$

### III. 전개형 위성 안테나 모델 해석

#### 3.1 토션 스프링 강성 및 댐퍼 토크의 변화에 따른 안테나 전개 특성

본 연구에서는 위성의 운용개념을 고려하여 안테나의 전개 시간을 5~6초로 선정하였으며, 목표 전개 시간 이내에서 안정적 전개가 가능한 토션 스프링 강성과 댐퍼 토크의 가용 범위를 Table 1과 같이 일정 비율로 조정하면서 분석하

였다. Table 1에서  $M$ 은 배율,  $k$ 는 토션 스프링 강성,  $T_{max}$ 는 최대 댐퍼 토크,  $\theta_T$ 는 토션 스프링 장착 각도,  $t$ 는 패널 전개 시간을 나타낸다. 가용 범위 확인을 위해 2.2장을 통해 선정된 토션 스프링 강성 및 댐퍼 토크를 기준 값(case 1)으로 하여 동일한 배율을 적용하였다. 이로부터 제한 조건을 만족하는 최대, 최소 배율을 확인하였으며 추가적으로 토션 스프링의 초기 장착 각도도 변경하여 제한 조건을 만족하는 최대, 최소 장착 각도를 확인하였다.

Table 1과 Fig. 14로부터 알 수 있듯이 토션 스프링 강성 및 댐퍼 토크의 배율은  $\pm 0.1$ , 토션 스프링의 초기 장착 각도는  $\pm 5$  deg, 까지 가능하다. 토션 스프링의 강성 및 댐퍼 토크가 이 범위 이상 또는 이하의 값을 가지게 되면 다른 설계 요소를 변경하더라도 제한 조건을 충족시킬 수 없게 된다. 반면 각 설계 요소의 한도 내에서는 어떠한 조합이 되더라도 제한 조건을 충족시킬 수 있다.

Table 1의 case 6은 가장 짧은 시간 내에 안테나 전개가 완료되기 때문에 전개가 완료되는 시점에 가장 큰 충격이 발생할 것으로 예상된다. 본 연구에서는 Fig. 15와 같이 동역학 모델 상에서 패널의 끝부분에 가속도 센서를 부착하여 안

Table 1. Variation of  $k$ ,  $T_{max}$ ,  $\theta_T$ , and  $t$

Case	$M$	$k$	$T_{max}$	$\theta_T$	$t$
1	X 1.0	2.26	28.88	20	5.64
2	X 1.0	2.26	31.3	25(+5)	5.73
3	X 1.0	2.26	26.4	15(-5)	5.28
4	X 1.1	2.49	31.77	20	5.38
5	X 1.1	2.49	34.43	25(+5)	5.46
6	X 1.1	2.49	29.07	15(-5)	5.04
7	X 0.9	2.03	25.93	20	5.94
8	X 0.9	2.03	28.20	25(+5)	5.57
9	X 0.9	2.03	23.78	15(-5)	6.03

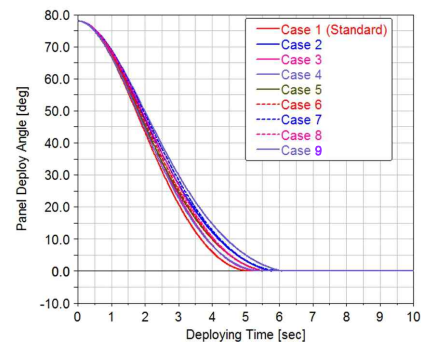


Fig. 14. Tendency of panel deployment

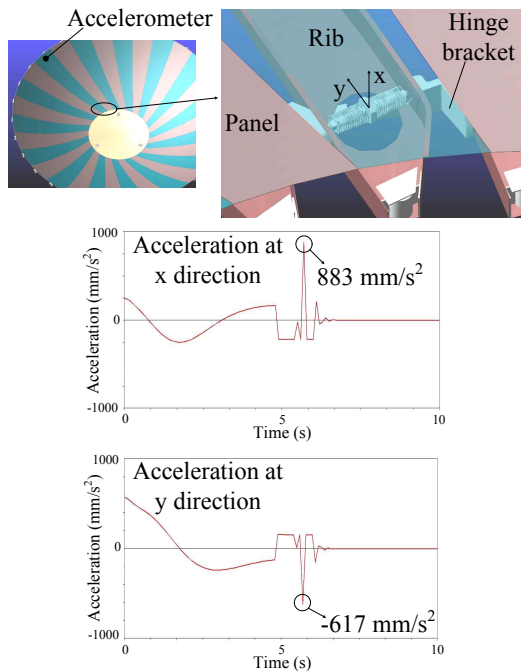


Fig. 15. Acceleration at x and y direction

테나 전개 시 발생하는 가속도 값을 측정하였다. 측정 결과  $x$ 축과  $y$ 축의 가속도 값 모두 0.1g 미만으로 지상 환경보다 작은 것을 확인하였다. 패널의 개당 무게가 약 157g임을 감안했을 때, 안테나 전개 완료 시점에서 발생하는 충격으로 인해 안테나 구조부가 받는 영향은 미미할 것으로 판단하였다.

### 3.2 위성 기동에 따른 패널의 동적 경향

위성 기동 시 전개되어 있는 안테나에 사용된 토션 스프링의 상수 및 댐퍼 토크가 충분하지 않을 경우, 안테나는 전개된 형상을 유지하지 못하게 된다. 앞서 2.2장의 모델링을 통해 선정된 토션 스프링의 강성과 댐퍼 토크가 적용된 안테나 모델을 이용하여 위성 기동 시 안테나 패널의 회전축에 발생하는 각도 변위를 관찰하였다. 시뮬레이션 수행을 위해 MSC Adams를 사용하였으며 패널 및 리브의 회전축은 Adams의 revolute joint, 안테나 전개를 위한 토크는 Adams의 torque 기능을 사용하여 구현하였다. 또한 Fig. 16과 같이 태양 전지판은 펼쳐진 상태로 고정된 단순한 형상의 위성 플랫폼 모델을 추가적으로 이용하였다.

설계된 위성 모델에 임무 수행을 위한 기동 프로파일을 적용하였으며, 결과는 Fig. 17과 같다. Fig. 17의 그래프에서 패널의 초기 각도 값이  $-0.003 \text{ deg}$ 인 이유는 엔드스토퍼의 접촉 부분이

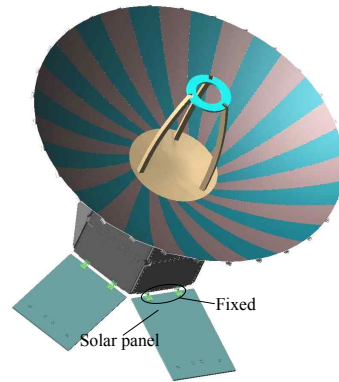


Fig. 16. SAR satellite model for simulation

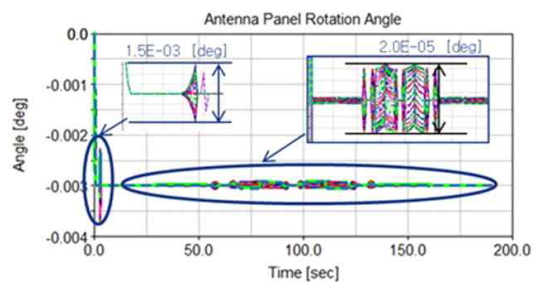


Fig. 17. Angular displacement of panel during satellite maneuver

강체가 아닌 약간의 탄성을 갖는 재료로 구성되기 때문이다. 위성의 초기 자세 제어에 의해 패널의 회전축에는 약  $1.5E-3 \text{ deg}$ 의 각도 변위가 발생하며, 이후부터는 최대  $2.0E-5 \text{ deg}$  정도의 작은 각도 변위만 발생하는 것을 그래프로부터 확인할 수 있다.

## IV. 결 론

본 연구에서는 SAR 위성 임무 및 성능에 부합하는 안테나 개념설계를 위해 참고문헌들의 전개형 안테나 개념을 도입하여 SAR 안테나의 형상 및 설계 요소들을 상세 모델링하였다. 모델링된 안테나를 이용하여 전개 메커니즘과 관련된 설계 요소 값에 따라 변화하는 패널의 전개 특성을 분석하였다. 확인된 전개 특성을 기반으로 안테나의 목표 전개 시간 이내에 안정적 전개가 가능한 설계 요소 값의 범위를 도출하였다. 또한 간단하게 모델링된 플랫폼을 추가하여 위성 기동 시, 완전히 전개된 안테나의 각도 변위를 관찰하였다. 이를 통해 전개형 위성 안테나의 구성 파트들을 강체로 가정하였을 경우, 위성 기동 시에도 안테나의 패널은 큰 각도 변위 없이 안정적으로 자세 유지가 되는 것을 확인할 수 있었다.



실제 위성 안테나를 구성하는 대부분의 파트들은 강체가 아닌 유연체 특성을 가지고 있다. 유연체의 경우, 위성 기동 시 강체와는 다른 거동을 보이기 때문에 향후 연구에서는 위성 모델에 구조의 강도, 강성 등을 고려하여 영향성을 확인할 예정이다.

## References

- 1) Petrie, G., "Current & Future Spaceborne SAR Systems," *International Scientific & Technical Conference*, Sep. 2008.
- 2) Yoon, B. Y., Lee, K. J., Kim, Y. S., Kim, Y. S., "Development Trend of the Earth Observation SAR Satellite," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Dec. 2006, pp.40~48.
- 3) Im, J. H., Kim, H. S., Shin, J. M., Lee, S. R., Kim, Y. S., "Korean-type SAR Satellite System Conceptual Design," *Conference of KSAS*, Nov. 2002, pp.556~559.
- 4) 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.
- 5) 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.
- 6) Guest, S. D., and Pellegrino S., "A New Concept for Solid Surface Deployable Antennas," *Acta Astronautica*, Vol. 38, No. 2, 1996, pp.103~113.
- 7) Santiago-Prowald, J., "Large Deployable Antennas Mechanical Concepts," *CalTech-KISS Large Space Apertures Workshop*, Nov. 2008.
- 8) Hirosawa, H., "Space VLBI Satellite HALCA and its Engineering," *Acta Astronautica*, Vol. 50, Mar. 2003, pp.301~309.