

전개성능을 고려한 대형 전개형 SAR 안테나의 회전스프링 힌지의 강성 최적설계

김동연¹ · 임재혁^{1*} · 장태성² · 차원호² · 이소정² · 오현웅³ · 김경원⁴

¹전북대학교 기계공학과

²KAIST 인공위성연구소

³조선대학교 항공우주공학과

⁴항공우주연구원 위성본체개발부

Optimal Design of Stiffness of Torsion Spring Hinge Considering the Deployment Performance of Large Scale SAR Antenna

Dong-Yeon Kim¹, Jae Hyuk Lim^{1*}, Tae-Seong Jang², Won Ho Cha², So-Jeong Lee²,

Hyun-Ung Oh³, Kyung-Won Kim⁴

¹Department of mechanical Engineering, Chonbuk National Univ., Jeonju 54896, Korea

²SaTRec, KAIST., Daejeon 34141, Korea

³Department of aerospace Engineering., Chosun Univ., Gwangju 61452, Korea

⁴Satellite Bus Development Division, Korea Aerospace Research Institute (KARI), Daejeon 34133, Korea

Abstract

This paper describes the stiffness optimization of the torsion spring hinge of the large SAR antenna considering the deployment performance. A large SAR antenna is folded in a launch environment and then unfolded when performing a mission in orbit. Under these conditions, it is very important to find the proper stiffness of the torsion spring hinge so that the antenna panels can be deployed with minimal impact in a given time. If the torsion spring stiffness is high, a large impact load at the time of full deployment damages the structure. If it is weak, it cannot guarantee full deployment due to the deployment resistance. A multi-body dynamics analysis model was developed to solve this problem using RecurDyn and the deployment performance were predicted in terms of: development time, latching force, and torque margin through deployment analysis. In order to find the optimum torsion spring stiffness, the deployment performance was approximated by the response surface method (RSM) and the optimal design was performed to derive the appropriate stiffness value of the rotating springs.

초 록

본 연구에서는 전개성능을 고려한 대형 전개형 SAR 안테나의 회전스프링 힌지의 강성 최적설계에 대해 기술한다. 대형 전개형 SAR 안테나는 발사환경에서는 접혀 있다가 궤도에서 임무를 수행할 때 펼치게 된다. 이러한 조건에서 여러 장으로 구성된 안테나 패널을 주어진 시간 내에 최소의 충격으로 전개할 수 있도록 회전스프링 힌지의 적절한 강성을 찾는 것은 매우 중요하다. 회전스프링 강성이 강하면 완전 전개시점에서 발생하는 큰 충격하중이 구조체에 손상을 주며, 약하면 전개 저항으로 인해 완전전개를 보장할 수 없기 때문이다. 이러한 문제를 해결하기 위해서 RecurDyn을 이용한 다물체동역학 해석모델을 생성하였으며, 전개해석을 통해 전개성능(전개시간, 전개충격하중)을 도출하였다. 최적의 회전스프링 강성을 찾기 위해 이에 따른 전개성능을 반응표면법을 통해 근사화 시켰으며 최적설계를 수행하여 적절한 회전스프링의 강성 값을 도출하였다.

Key Words : Synthetic Aperture Radar(합성개구레이더), Torsion Spring Hinge(회전스프링 힌지), Torque Margin(전개 토크여유), Response Surface Method(반응표면법), Latching Force(전개충격하중)

Received: Jan. 15, 2019 Revised: May. 18, 2019 Accepted: Jun. 21, 2019

† Corresponding Author

Tel: +82-63-270-2326, E-mail: jaehyuklim@jbnu.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

1. 서 론

우주궤도에서 발사된 인공위성이 보다 다양한 업무를 오랫동안 지속하기 위해서는 관련된 탑재물과 태양 전지판을 발사 시 발사체 페어링 내부에 있을 때는 접혀두고 궤도상에서 전개시키는 메커니즘이 널리 사용된다. 이러한 메커니즘을 구현하기 위해서 회전스프링 형태의 힌지가 흔히 사용되며, 국내에서 개발된 다목적실용위성과 차세대소형위성 등에도 널리 적용되었다 [1]. 그러나 이러한 회전스프링의 강성을 강하게 설계하면 빠른 전개시간을 확보할 수 있지만 완전전개 시에 힌지간의 전개충격하중(latching force)이 크게 발생하여 구조체 및 탑재물에 손상을 가할 수 있다. 아울러 강성을 너무 약하게 하면 전개충격하중은 작아지나 전개시간이 길어지고 하니스 및 전개장치의 기계적 마찰에 의한 저항으로 인해 완전전개를 보장할 수 없는 단점이 있다[2]. 즉, 적절한 스프링 강성을 설정하는 것은 전개구조물 설계의 핵심요소중 하나이다. 이러한 문제를 해결하기 위해 정주원에 의해 형상기억합금을 이용한 새로운 힌지가 제안되었으며[3], 완전전개를 보장하면서 전개속도를 조절하게 하는 것이 그 특징이다. 김경원에 의해 접이식 태양전지판 전개성능을 만족시키면서 테입스프링의 강성을 찾는 방법이 제안되기도 하였다[4-5].

이외에도 국외에서는 대형 패널 전개 시 전개 동기화 장치나 링크 메커니즘을 사용하는 방식 등이 전개 장치로 사용되고 있다. 전개 동기화 장치는 와이어와 풀리로 이루어진 장치로 모터나 pre-torque를 가진 스프링을 이용하여 패널의 전개속도를 조절하면서 전개한다. 따라서 전개충격하중을 줄이며 안정적인 전개를 할 수 있는 장점이 있다[6]. 링크 메커니즘은 패널과 본체에 링크를 연결하여 전개시키는 방식으로 메커니즘을 사용하면 안테나가 전개되었을 때 고유진동수를 크게 향상시킬 수 있고 안테나 정렬 요구조건을 맞추는데 효과적일 수 있다[7].

본 연구에서 해석모델로 사용하는 차세대소형위성 2호는 무게 150kg, 고도 500km, 해상도 5m의 X밴드 SAR를 탑재한다. 이에 대한 개념설계결과 Fig. 1과 같이 안테나 길이 5.2m, 폭 0.55m인 대형 전개형 안테나를 사용하게 된다. 접힌 형상은 Fig. 2와 같다.

본 연구에서는 다물체동역학 소프트웨어 RecurDyn을 활용해서 개발대상과 동일한 전개해석모델을 생성하고 전개해석을 수행하여 최적의 스프링 상수를 찾는 것이 목적이다. 해석결과에서 도출된 전개시간, 전개충격하중, 전개토크여유를 계산하여 전개요구조건에 부합하는지 확인한다. 그러나 전개해석에서 과도한 계산시간이 요구되는 관계로 이러한 과정을 효율적으로 수행하기 위해 본 연구에서는 반응표면법을 사용하여 스프링 강성에 전개성능을 근사화 하였다. 이를 최적설계기법에 적용하기 위해 전개시간, 전개충격하중으로 구성된 목적함수를 생성하고 목적함수를 구속조건에 고려하여 최소화시켜 성공적으로 회전스프링 힌지의 강성을 결정하였다.

2. 전개해석모델의 모델링

2.1 전개해석모델 생성

본 연구에서는 차세대소형위성 2호의 SAR 안테나 모델의 전개 동특성을 분석하기 위해 RecurDyn을 사용하였다[5]. RecurDyn은 모델의 형상과 접촉 조건에 따라 해석시간이 달라지기 때문에 해석속도의 효율을 높이기 위해 Fig. 1과 같은 실제 CAD 모델을 Fig. 3과 같이 단순화하였다. 원래 모델의 형상이 대칭이므로 해석시간 단축을 위해 한쪽 안테나만 전개해석에 사용하였고 전개해석에 필요한 패널, 힌지, 위성본체 부분만을 고려한 해석모델을 생성하였다. 또한 실제 CAD 모델과 해석모델의 동특성을 동일하게 만들기 위해 Table 1에 나타난 질량 정보를 이용하여 각 패널의 질량, 관성모멘트, 무게중심을 해석모델에 적용하였다.

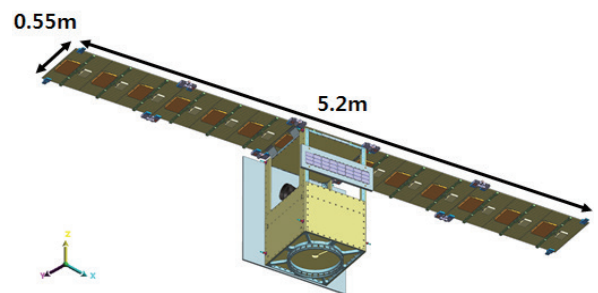


Fig. 1 Deployed configuration of SAR antenna

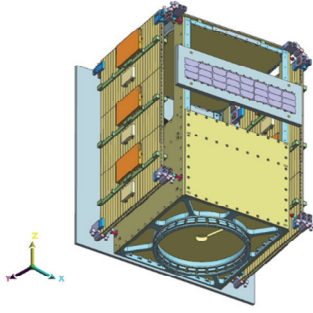


Fig. 2 Stowed configuration of SAR antenna

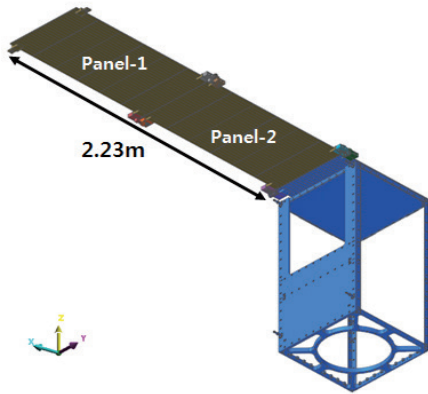


Fig. 3 SAR antenna analysis model

Table 1 Mass properties of SAR antenna panel

	Panel-1	Panel-2
Mass [kg]	8.347	8.783
X C.G	-2029	-913
Y C.G	-281	-281
Z C.G	-10	-10
I_{xx} [$kg \cdot mm^2$]	4,140,000	4,480,000
I_{xy} [$kg \cdot mm^2$]	19,900	22,800
I_{yy} [$kg \cdot mm^2$]	5,400,000	5,580,000
I_{yz} [$kg \cdot mm^2$]	-34,600	-32,800
I_{zz} [$kg \cdot mm^2$]	1,700,000	1,600,000
I_{zx} [$kg \cdot mm^2$]	-2,140,000	-2,100,000

2.2 접촉강성계수 및 접촉댐핑계수 계산

다물체동역학 해석 시 회전스프링 힌지 사이에 접촉이 발생하게 되는데 본 연구에서 사용한 다물체동역학 해석 프로그램인 Recurdyn은 강체해석을 하기

때문에 과도한 반력하중이 도출된다. 이러한 문제를 해결하기 위해 접촉 시 적절한 접촉해석모델의 선정 및 접촉강성과 접촉댐핑을 구해야한다. 접촉하중은 식 (1)을 통해 얻어지는데 본 논문의 경우 Hertz 접촉에 기반한 Y. Tsuji 접촉하중모델을 사용하여 접촉력을 계산하였다[8-9].

$$f_n = k\delta^{a_1} + c\delta^{a_2}\dot{\delta}^{a_3} \quad (1)$$

$$R = \frac{R_1 R_2}{R_1 + R_2} \quad (2)$$

$$E = \frac{E_1 E_2}{E_2(1-\nu_1^2) + E_1(1-\nu_2^2)} \quad (3)$$

$$k = \sqrt{\frac{16RE^2}{9}} \quad (4)$$

여기서 f_n , k , c 는 접촉력, 접촉강성계수, 접촉댐핑계수를 가리키고 R 은 알루미늄 구 2개가 접촉했을 때 생기는 접촉면에서의 곡률반경, E 는 알루미늄 구 2개의 합성 탄성계수를 나타낸다.

본 해석에서는 $a_1 = 1.5$, $a_2 = 1$, $a_3 = 0.25$ 로 지수를 설정하였고 접촉강성계수 k 는 알루미늄 구 2개가 서로 접촉하는 상황에서의 접촉 반경 변화를 이용한 식(4)를 통해 구하였다[8]. $R_1 = 0.5mm$, $R_2 = 1000mm$ 를 사용하였고 E_1 , E_2 는 알루미늄의 탄성계수(70GPa), ν_1 , ν_2 는 알루미늄의 포아송 비(0.33)를 사용하였다. 이를 통해 구해진 접촉강성계수는 $37000N/mm^{3/2}$ 이다. 접촉댐핑계수 c 는 이와 관련된 다양한 모델이 제시되었으나 경험적 값으로 접촉강성의 $1/10000$ 을 사용하였고 이에 해당하는 값인 $3.7N \cdot s/mm^{5/4}$ 을 적용하여 전개해석을 수행하였다[10].

2.3 래칭 메커니즘

SAR 안테나는 전개해석 시 전개 상태를 유지시켜줄 래칭 메커니즘(Latching mechanism)이 필요하다. 패널이 전개되고 래칭이 됐을 때 가장 큰 전개충격하중이 발생하기 때문에 래칭 메커니즘은 전개해석에서 중요한 요소 중에 하나이다. 따라서 이를 고려한 해석모델 생성을 위해 Fig. 4 및 5와 같이 실제 90°, 180° 회전스프링 힌지 모델을 바탕으로 래칭 메커니즘을 구현하였다. 래칭되는

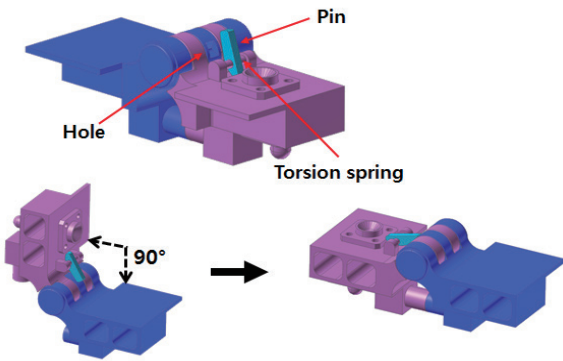


Fig. 4 Latching mechanism of 90° torsion spring hinge

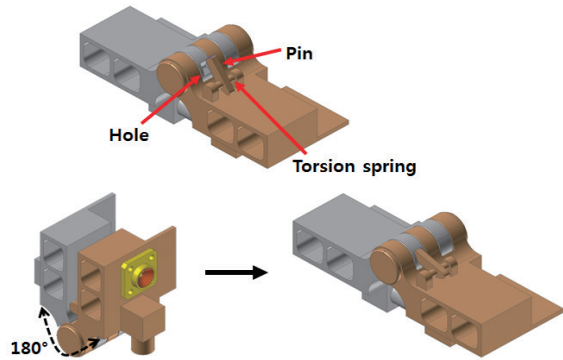


Fig. 5 Latching mechanism of 180° torsion spring hinge

과정의 구현을 위해 핀(Pin), 구멍(Hole), 토션스프링(Torsion spring)을 이용하였다. 안테나 패널이 접혀진 상태에서는 핀이 고정되어 있지 않아 회전스프링 힌지의 회전에 영향을 주지 않지만 패널이 전개된 상태에서는 핀이 토션스프링에 의해 구멍에 삽입되어 전개된 상태를 유지시켜 래칭이 된다.

2.4 전개해석 모델링

SAR 안테나는 각각 2개의 90°, 180° 회전스프링 힌지가 전개장치로 구성되어 있다. 전개해석을 수행하기 위해서는 해석모델의 90°, 180° 회전스프링 힌지에 회전조인트, 회전스프링 그리고 접촉조건을 적용해야 한다. 하지만 모든 회전스프링 힌지에 회전조인트 조건을 적용하게 되면 자유도 과도구속 현상이 일어나게 된다. 모델의 자유도는 강체(Rigid body)의 개수와 조인트의 종류 및 개수에 의해 정해진다. 물체(Body)의 자유도는 각 물체 당 6개의 자유도를 가지며, Table

2와 식(5)의 계산을 통해 시스템의 자유도가 결정된다.

$$SysDOF = BodyNum \times 6 - JointNum \times CnstNum \quad (5)$$

여기서, $SysDOF$ 는 전체 시스템의 자유도, $BodyNum$ 은 물체의 개수, $JointNum$ 은 조인트의 개수, $CnstNum$ 은 Joint에서 구속하는 자유도를 가리킨다.

Fig. 6과 같이 3개의 물체로 구성된 강체에 1개의 고정 조인트(Fixed joint)와 패널 양쪽에 독립적으로 2개씩 총 4개의 레볼루트 조인트(Revolute joint)를 지정하면 전체 시스템의 자유도는 -8로 과도구속이 된다.

$$3(Body) \times 6 - [1(Fixed) \times 6 + 4(Revolute) \times 5] = -8 \quad (6)$$

(Overconstrained mechanism)

그러나 Fig. 7과 같이 3개의 물체로 구성된 강체에 1개의 고정 조인트와 패널 중앙에 하나씩 총 2개의 레볼루트 조인트를 지정하면 전체 시스템의 자유도는 2가 되기 때문에 시스템의 메커니즘을 적절하게 표현할 수 있다.

$$3(Body) \times 6 - [1(Fixed) \times 6 + 2(Revolute) \times 5] = 2 \quad (7)$$

(Underconstrained mechanism)

Table 2 Number of constraints and active DOFs of various types of joints

Joint type	No. of constraints	No. of active DOFs
Fixed	Trans(x, y, z)=3 Rot($\theta_x, \theta_y, \theta_z$)=3	0
Revolute	Trans=3 Rot=2	Rot=1
Translational	Trans=2 Rot=3	Trans=1
Spherical	Trans=3 Rot=0	Rot=3
Universal	Trans=3 Rot=1	Rot=2

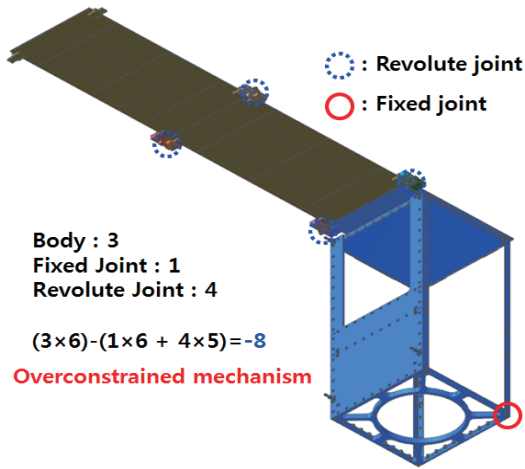


Fig. 6 Overconstrained mechanism

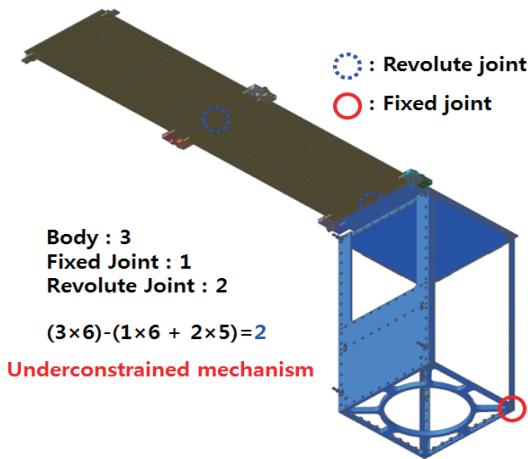


Fig. 7 Underconstrained mechanism

실제 SAR 안테나는 전개된 모델을 접은 후에 전개 시키기 때문에 접힌 상태에서 pre-torque가 존재하게 된다. 해석모델에서도 이를 동일하게 하기 위해 전개된 모델에 힘을 가하여 접힌 형상으로 만든 후 이를 이완시켜 전개해석을 실시하였다. 또한 전개 시 전개 충격하중을 구하기 위해 각 회전조인트 힌지의 접촉 부분인 Fig. 8의 파란색 원 부분에 접촉조건을 적용하였다. 접촉조건에 입력하는 접촉강성과 접촉뎀핑은 2.2에서 구한 값을 입력하여 전개해석을 실시하였다.

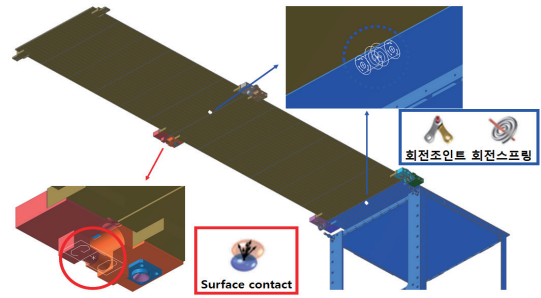


Fig. 8 Multi-body dynamics modeling of SAR antenna for deployment analysis

2.5 전개토크여유

안테나 전개 시 힌지의 마찰 토크, 하니스 토크, 뎀퍼의 마찰 토크 등이 발생하게 되고 이는 전개를 방해하는 저항토크로 작용하게 된다. 때문에 우주 환경에서 SAR 안테나를 안정적으로 전개하기 위해서는 전개토크여유(Torque margin, TM)를 고려하여 전개토크를 설정해야 주어야한다. 하지만 이런 저항토크들은 직접 실험을 통해 구해야 하므로 본 연구의 전개해석에서는 하니스 토크만을 저항토크로 가정하였고 이에 해당하는 값은 $0.1N \cdot m$ 로 가정하였다[2]. 큰 전개토크여유는 전개 가능성을 보장하지만 높은 전개충격하중을 유발할 수 있기 때문에 본 연구에서는 전개토크여유를 50%이상으로 설정하였다[5]. 전개토크여유에 대한 식은 식(8)과 같고 T_D 는 전개토크, T_R 은 저항토크를 의미한다 [11].

$$TM = \left(\frac{T_D}{T_R} - 1 \right) \times 100 \quad (8)$$

3. 반응표면법을 이용한 전개강성 최적설계

SAR 안테나 전개해석 시 전개요구조건을 만족하는 회전조인트 힌지의 강성을 찾기 위해 반응표면법을 사용하였다. 반응표면법은 n개의 설계변수가 동시에 복합적인 작용할 때 반응변수의 변화가 이루는 반응표면에 대한 통계적인 분석방법이다. 설계변수는 반응에 영향을 주는 독립변수를 말하고 반응변수는 설계변수의 영향을 받아서 어떤 반응을 나타내는 종속변수를 말한다. n개의 설계변수에 대한 실제응답 η 는 식(9)과 같이 표현할 수

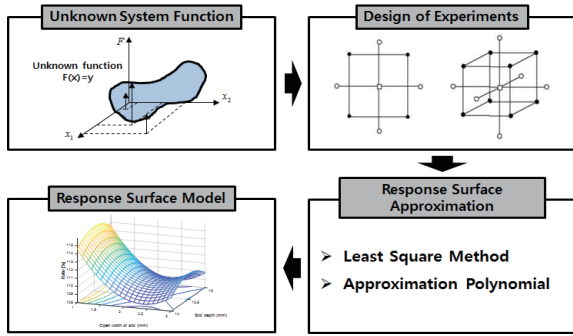


Fig. 9 Flowchart of response surface method

있다. 근사함수 $Y (= y_1, y_2, \dots)$ 는 일반적으로 식(10)과 같은 2차 회귀모형을 적용하여 최소자승법으로 구하고 이 근사함수로부터 최적반응 조건을 찾아내게 된다. ϵ 은 응답의 통계적 오차를 다루며 평균이 0이고 분산 σ^2 을 가지는 정규분포로 가정한다. 식(11)의 회귀계수 벡터 $\beta (= \beta_1, \beta_2, \dots)$ 는 임의의 오차제곱합을 최소로 하는 최소자승법을 이용하여 추정하고 그 과정은 식(12)~(15)과 같다[12]. 여기서 $\epsilon (= \epsilon_1, \epsilon_2, \dots)$ 은 임의의 오차 벡터, \hat{Y} 는 추정된 근사함수, $X (= x_1, x_2, \dots)$ 는 설계변수의 행렬, b 는 추정된 회귀계수 행렬을 나타낸다.

$$\eta = F(x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (9)$$

$$y_i = \beta_0 + \sum_{i=1}^n \beta_i x_i + \sum_{i=1}^n \beta_{ii} x_i^2 + \sum_{i=j}^n \beta_{ij} x_i x_j + \epsilon \quad (10)$$

$$Y = X\beta + \epsilon \quad (11)$$

$$L = \sum_{i=1}^n \epsilon_i^2 = \epsilon^T \epsilon = (Y - X\beta)^T (Y - X\beta) \quad (12)$$

$$\frac{\partial L}{\partial \beta} | b = -2X^T Y + 2X^T X b = 0 \quad (13)$$

$$b = (X^T X)^{-1} X^T Y \quad (14)$$

$$\hat{Y} = Xb \quad (15)$$

3.1 실험계획법

반응표면을 만들기 위해 실험계획법으로 반응변수의 범위를 결정하였다. 널리 쓰이는 방법으로는 중심합성계획법

(Central composite design)과 박스-벤켄(Box-Behnken)법이 있다. 본 연구에서는 Fig. 10 및 Table 3과 같이 중심합성계획법으로 실험계획법을 설정하였다. 중심합성계획법은 반응표면 설계에서 가장 일반적으로 사용되는 방법으로 1차항과 2차항의 계수를 효율적으로 추정할 수 있는 장점이 있다[12]. 실험계획법에서 설계변수는 $90^\circ, 180^\circ$ 회전스프링 힌지의 강성(k_1, k_2)을 설정하였고 이에 대한 반응변수는 전개시간(T), $90^\circ, 180^\circ$ 회전스프링 힌지의 전개충격하중(F_1, F_2)으로 결정하였다. 중심합성계획법에서 설계변수의 범위에 따라 전개해석을 실시하였으며 반응변수를 도출하고 반응표면을 생성하였다. 이렇게 도출된 반응표면의 적합성을 분석하기 위해 R^2 (결정계수)을 구하였다. R^2 은 회귀모형이 주어진 자료에 적합한 정도를 나타내는 척도로 값이 1에 가까울수록 설계변수와 반응변수 사이에 상관관계가 높다는 것을 의미한다[12]. 결정계수는 0.95이상이므로 매우 상관관계가 높음을 의미한다. 참고로 전개충격하중과 전개시간은 반비례하는 특성이 있다. 전개충격하중이 작고 전개시간이 짧은 것이 가장 이상적이거나 이는 불가능하다. 따라서 초기 구조해석 유한요소모델을 이용한 구조해석을 통해 허용 가능한 전개하중 1500N을 도출하고 이에 따라 적절한 허용전개시간 30초를 결정하였다. 또한 90° 회전스프링 힌지의 경우 전개 시 패널을 2장 전개하는 구조이나, 180° 회전스프링 힌지는 패널 1장을 전개하는 구조이다. 따라서 90° 회전스프링 힌지의 전개강성 k_1 을 k_2 보다 2배 크게 설정했고 힌지의 범위는 사용자의 요구조건에 의해 아래와 같이 결정된다.

$$\begin{aligned} \text{Objective function : } & \text{minimize } W(k_1, k_2) \\ & 32 \leq k_1 \leq 96 \\ & 16 \leq k_2 \leq 88 \\ \text{Subject to : } & T \leq 30 \text{ sec} \\ & F_1 \leq 1500 \text{ N} \\ & F_2 \leq 1500 \text{ N} \end{aligned}$$

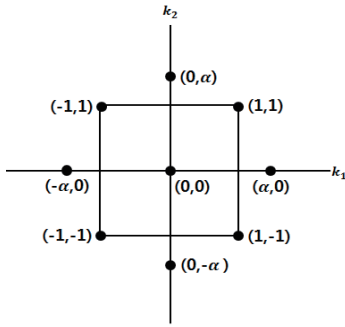


Fig. 10 Central composite design for two design variables

Table 3 Level of design variables

Design variables		Level of design variables				
		-1.414	-1	0	1	1.414
k_1	[N·mm]	32	41	64	87	96
	/rad]					
k_2	[N·mm]	16	205	32	435	48
	/rad]					

Table 4 Central composite design table

No.	Design variables		Response variables		
	k_1	k_2	T	F_1	F_2
	[N·mm /rad]	[N·mm /rad]	[sec]	[N]	[N]
1	64	32	17.2	1711	1723
2	87	43.5	15.5	1884	1960
3	41	20.5	20.0	1573	1437
4	87	20.5	24.2	1879	1027
5	41	43.5	22.1	587	1838
6	96	32	19.8	2036	1180
7	32	32	23.1	435	1621
8	64	48	18.7	370	1965
9	64	16	25.2	1690	650

3.2 반응표면 도출 및 회전스프링 강성 최적설계

반응표면법을 이용한 각 설계변수에 대한 반응함수는 식(16)~(18)과 같다. 반응함수들을 최적화하기 위해 정규화 기법, Pareto Optimality 기법 등의 다변수 최적화 기법이 제안되었다. 3가지 반응함수를 동시에 최적화하는 상황에서 다목적최적화(Multi-Disciplinary optimization) 기법인 Pareto Optimality를 이용하면 해가 하나가 아니라 여러 개가 도출될 수 있고 이때 해의 집합을 파레토 프론트(Pareto Front)라고도 부른다. 하지만 이를 구하는

과정 또한 복잡하기 때문에 최적화 기법 중 가장 단순하게 목적함수를 정규화 시키는 기법으로 사용하였다[13]. 정규화 기법을 사용하면 서로 다른 차원을 갖는 목적함수를 무차원화 하여 통합된 하나의 반응함수를 손쉽게 만들 수 있어 최적설계를 손쉽게 수행할 수 있다. 정규화 과정은 식(19)에 의해 정규화 하였고 이에 해당하는 반응 표면은 Fig. 11에 나타내었다.

$$T = 35.5 - 0.168k_1 - 0.54k_2 + 0.0035k_1^2 + 0.01613k_2^2 - 0.01021k_1k_2 \tag{16}$$

$$F_1 = 358 + 22.7k_1 + 27k_2 - 0.249k_1^2 - 1.84k_2^2 + 0.937k_1k_2 \tag{17}$$

$$F_2 = -6 + 3.5k_1 + 75.2k_2 - 0.192k_1^2 - 1.13k_2^2 + 0.503k_1k_2 \tag{18}$$

$$W(k_1, k_2) = \frac{|T(k_1, k_2) - 30|}{30} + \frac{|F_1(k_1, k_2) - 1500|}{1500} + \frac{|F_2(k_1, k_2) - 1500|}{1500} \tag{19}$$

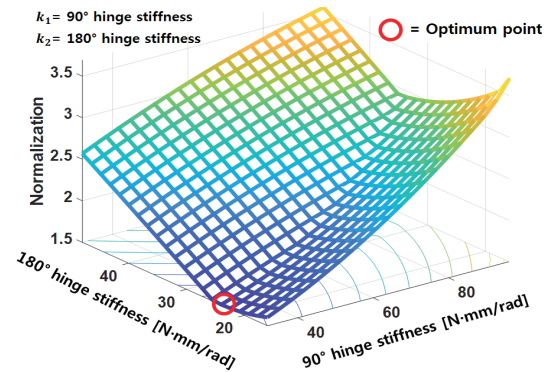


Fig. 11 Normalized response surface of deployment performances

Table 5 Torsion spring hinge stiffness result of before/after optimization

	Design variables		Response variables		
	k_1	k_2	T	F_1	F_2
	[N·mm /rad]	[N·mm /rad]	[sec]	[N]	[N]
Before	64	32	17.2	1711	1723
After	32	24	21.9	808	1490

3.3 최적설계 결과 검토

정규화 한 반응표면을 통해 구한 90°, 180° 회전스

프링 힌지의 강성은 $32\text{N}\cdot\text{mm}/\text{rad}$, $24\text{N}\cdot\text{mm}/\text{rad}$ 이 계산되었다. 이 값을 회전스프링 힌지에 적용하여 전개해석을 했을 때 전개시간은 21.9초, 전개충격하중은 90° 회전스프링 힌지의 경우 808N , 180° 회전스프링 힌지의 경우 1490N 이 나오게 된다. 래칭 후에도 전개토크여유가 50%를 유지하는 것을 Fig. 12, Fig. 13을 통해 확인할 수 있다. 안테나 전개 중 관성력의 영향으로 전개토크여유가 50% 아래로 내려가는 경우도 있지만 래칭 후 다시 토크가 회복되는 것을 확인할 수 있다.

또한 전개과정의 형상을 보면 최적설계 전에는 90° , 180° 회전스프링 힌지가 거의 동시에 전개되는 형상을 볼 수 있고 최적설계 후에는 180° 회전스프링 힌지가 먼저 완전 전개가 되고 그 후에 90° 회전스프링 힌지가 완전 전개되는 모습을 Fig. 16을 통해 확인할 수 있다.

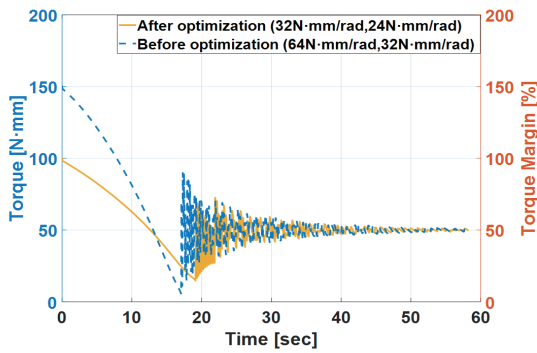


Fig. 12 Comparison of analysis result of 90° hinge before/after optimization

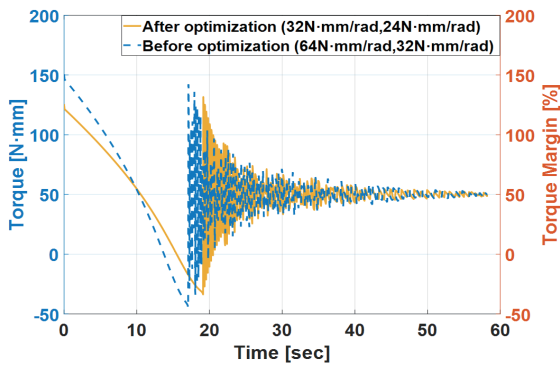


Fig. 13 Comparison of analysis result of 180° hinge before/after optimization

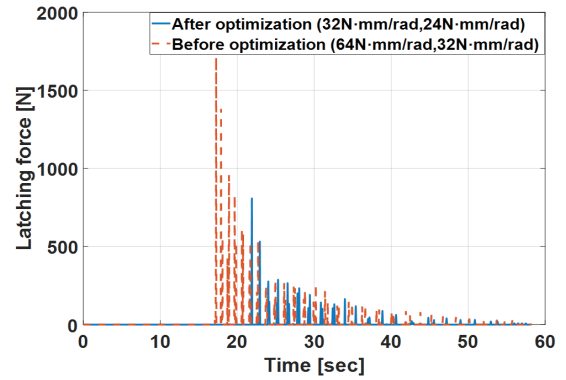


Fig. 14 Comparison of latching force of 90° hinge before/after optimization

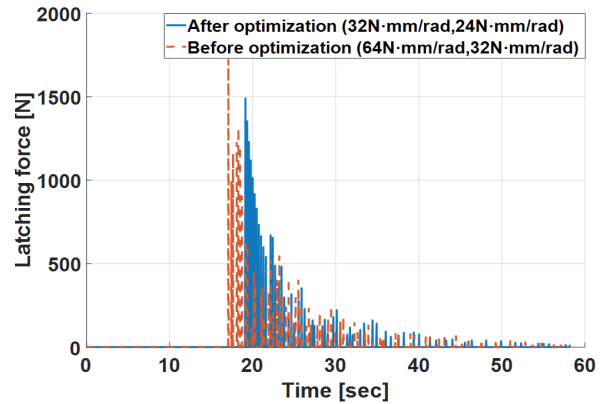


Fig. 15 Comparison of latching force of 180° hinge before/after optimization

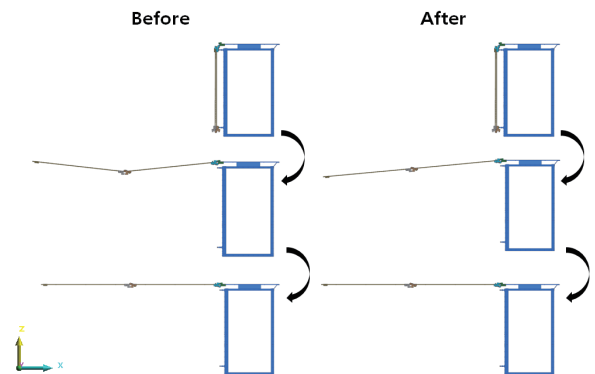


Fig. 16 Comparison of deployment configuration of SAR antenna before/after optimization

4. 결 론

본 연구에서는 다물체동역학 해석 프로그램인 Recurdyn을 사용하여 대형 전개형 SAR 안테나의 전개해석을 수행하였다. 또한 반응표면법을 이용하여 전개시간과 전개충격하중을 고려한 90°, 180° 회전스프링 힌지의 강성 최적설계를 수행하였다. 이에 전개시간과 전개충격하중의 반응표면을 정규화하여 구한 회전스프링 힌지의 강성으로 전개요구조건을 만족하는 값을 찾을 수 있었다. 최적설계를 통해 구한 강성으로 전개해석을 수행한 결과 전개시간은 21.9초, 전개충격하중은 808N, 1490N으로 전개요구조건을 모두 만족하는 결과를 찾을 수 있었다.

추후 연구에서는 실제 전개시험을 통해 해석모델을 보정하고 정확한 저항토크 및 토크마진, 접촉강성 및 접촉댐핑을 도출하는 연구를 수행할 예정이다.

후 기

이 논문은 2018년도 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임 (과제명: 대형 전개형 SAR 안테나의 링크 메커니즘 설계 및 운동학적 분석, NRF-2018M1A3A4A01079403)

References

- [1] Goo-Hwan Shin, Jang-Soo Chae, Sang-Hyun Lee, Kyung-Wook Min, Jong-Dae Sohn, Woong-Seob Jeong, Bong-Gon Moon, "Operational Concept of the NEXTSat-1 for Science Mission and Space Core Technology Verification", Journal of Astronomy and Space Sciences, vol. 31, Issue 1, pp. 67-72, 2014.
- [2] Calassa M C, Kackley R, "Solar array deployment mechanism", The 29th Aerospace Mechanisms Symposium, pp. 79-93, 1995.
- [3] Ju Won Jeong, Young Ik Yoo, Dong Kil Shin, Jae Hyuk Lim, Kyung Won Kim, Jung Ju Lee, "A novel tape spring hinge mechanism for quasi-static deployment of a satellite deployable using shape memory alloy", Review of Scientific Instruments, vol. 85, V25001, 2014.
- [4] Kyung-Won Kim, Youngjin Park, "Solar array deployment analysis considering path-dependent behavior of a tape spring hinge", Journal of Mechanical Science and Technology, vol. 29, Issue 5, pp. 1921-1929, May 2015.
- [5] Kyung-Won Kim, Youngjin Park, "Systematic design of tape spring hinges for solar array by optimization method considering deployment performances", Aerospace Science and Technology, vol. 46, pp. 124-136, July 2015.
- [6] Yuanyuan Li, Zilu Wang, Cong Wang, Wenhui Huang, "Effects of torque spring, CCL and latch mechanism on dynamic response of planar solar arrays with multiple clearance joints", Acta Astronautica, vol. 132, pp. 243-255, March 2017.
- [7] Y. Wang, H. Guo, H. Yang, R. Liu, Z. Deng, "Deployment analysis and optimization of a flexible deployable structure for large synthetic aperture radar antennas", Journal of Aerospace Engineering, vol. 230, Issue. 4, pp. 615-627, 2016.
- [8] Paulo Fillores, Hamid M. Lankarani, "Contact Force Models for Multibody Dynamics", Springer, 2016
- [9] Y. Tsuji, T. Tanaka, T. Ishida, "Powder Technology", vol. 71, pp. 239-250, 1992.
- [10] <https://support.functionbay.com/en/technical-tip/single/44/use-recurdyn-contact-easy-way>
- [11] R. W. Postma, "Force and torque margins for complex mechanical systems", Proceedings of 37th AerospaceMechanisms Symposium, Galveston,Texas, edited by E. A. Boesinger (NASA Center for AeroSpace Information, Hanover, MD, 2004), pp. 107-118, 2014.
- [12] Sung-Il Kim, Jung-Pyo Hong, "Optimum design by response surface method", The Korean Institute of Electrical Engineers, vol. 54, Issue 9, pp. 24-28, May 2005.
- [13] Ashok D.Belegundu, Tirupathi R. Chandrupatla, "Optimization Concepts and Applications in Engineering", Prentice-Hall, Inc., 1999.