



위성 기동 시 SAR 안테나 반사판에 발생하는 진동 분석

김태현¹, 김대연², 서종은³, 한재홍⁴, 이재은⁵, 정화영⁶

Vibration Analysis of SAR Antenna Reflectors During Satellite Maneuver

Tae-Hyun Kim¹, Dae-Yeon Kim², Jong-Eun Suh³, Jae-Hung Han⁴, Jae-Eun Lee⁵ and Hwa-Young Jung⁶

Department of Aerospace Engineering, KAIST^{1,3,4}

Satrec I², LIG Nex1^{5,6}

ABSTRACT

Recently, there has been an increasing demand for SAR satellite as it can be operated regardless of the weather condition. In general, main reflector of the SAR is formed of multiple deployable panels to increase performance in the constrained payload envelope. By nature, deployable structure lacks structural stiffness and it is vulnerable to external disturbances and excitation. In particular, SAR satellites may have high levels of vibration occurring at the antenna reflecting surface due to higher angular rate requirements. During image capturing it is important to keep high surface accuracy of the reflector for the quality of images. In this research, a performance degradation of deployable SAR antenna due to structural deformation is analyzed. Panels for main reflectors are assumed to be flexible structures and multi-body simulation environment is established. Then, deflection of the panel is calculated while the satellite performs maneuvers. In addition, antenna gain and beam pointing error are analyzed to determine how these deflections affect antenna performance and mission.

초 록

기상 조건과 상관없이 영상을 획득할 수 있는 SAR 위성에 대한 수요가 최근 들어 계속해서 증가하고 있다. 일반적으로 SAR 안테나의 주반사판은 제한적인 탑재체의 공간에 효율적으로 수납하기 위해 여러 개의 전개 가능한 패널로 구성된다. 전개형 구조물은 본질적으로 구조적 강성이 부족하며 외란이나 가진에 취약하다. 특히, SAR 위성은 더 높은 각속도 요구조건 때문에 안테나 반사면에 발생하는 진동 수준이 높을 수 있다. 이미지를 얻는 동안 이미지의 품질을 위해 반사판의 높은 표면 정확도를 유지하는 것은 중요하다. 본 연구에서는 전개형 SAR 안테나의 구조적 변형 때문에 발생하는 성능 저하를 분석한다. 주반사판의 패널은 유연 구조물로 가정하였으며, 다물체 동역학 시뮬레이션 환경을 구축하였다. 이를 통해, 위성의 기동 시 패널의 변형량을 계산한다. 또, 이러한 변형이 안테나 성능과 임무 수행에 얼마나 영향을 미치는지 확인하기 위해, 안테나 이득 및 빔 지향 오차를 분석하였다.

Key Words : SAR Satellite(SAR 위성), Multi-body Dynamics Simulation(동역학 시뮬레이션), Flexible Structure(유연 구조물)

† Received : December 4, 2019 Revised : February 25, 2020 Accepted : February 27, 2020

^{1,3} Graduate Student, ^{2,5,6} Research Engineer, ⁴ Professor

⁴ Corresponding author, E-mail : jaehunghan@kaist.ac.kr, ORCID 0000-0001-5311-9855

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서 론

최근 들어 지구관측위성 분야에서 영상레이더(합성 개구 레이더, Synthetic Aperture Radar)의 비율이 증가하고 있다. 이러한 영상레이더 위성은 구름의 유무나 기상조건과 상관없이 영상을 획득할 수 있는 장점이 있어 앞으로도 그 수요가 증가할 것으로 예상된다[1]. 영상레이더 위성은 빔 조향 기능에 따라 능동형/수동형 안테나로 나뉜다. 수동형 안테나는 위성의 자세 기동을 통해서 빔 조향을 할 수 있으며 대체로 구조물은 반사판과 피더로 구성되어 있다[2]. 제한된 탑재체의 용적에서 최대의 효율을 구현하기 위해 반사판은 전개형 구조물을 사용하는 것이 일반적이다[3].

감쇠가 없는 우주 환경 특성상 우주 구조물의 진동, 변형의 최소화는 임무 성패에 있어 중요한 요소이다. 특히 영상레이더의 반사판과 같은 전개형 구조물은 제한된 용적 내에서 전개 메커니즘을 구현해야 하기 때문에 구조적 강성이 부족할 수 있다. 따라서 전개형 구조물은 임무 수행 중에 발생하는 진동, 외력에 취약하다. 영상 촬영 중 발생하는 반사판의 변형은 반사면의 표면 정확도를 낮추게 되며 이는 영상 품질에 좋지 않은 영향을 미치게 된다[4]. 특히, 영상레이더 위성의 경우 특정 지역에 대한 고품질 영상을 얻기 위하여 Spotlight 촬영이 가능하며[5], 이 경우 넓은 지역을 스캔하며 움직이는 Strip 촬영 모드에 비해 높은 수준의 각속도가 요구된다. 이에 따라 위성의 빠른 기동으로 인해 합성 개구 레이더 반사판에 변형이 발생하여 안테나의 성능이 저하될 수 있다. 따라서 보다 정밀한 영상 획득을 위해서는 이러한 위성 기동에 의해 발생하는 반사면의 변형이 안테나의 성능에 미치는 영향에 대하여 고려하여야 한다.

본 연구에서는 영상레이더 위성의 기동에 의해 반사면에 발생한 진동 수준에 대해 분석하고자 한다. 해석에 사용된 안테나의 종류는 파라볼라 안테나 중 한 종류인 그레고리안(Gregorian) 안테나로, 주 반사판과 부 반사판으로 구성된다. 안테나의 주 반사판을 유연체, 부 반사판 및 위성 본체는 강체로 가정하고 동역학 시뮬레이션 환경을 구축하였다. Bang-Bang 프로파일로 가정하였으며, 안테나 주 반사판의 패널 개수는 36개로 각 패널의 12개의 측정 포인트의 변위를 분석한다. 입력 토크 프로파일에 따라서 인공위성이 기동할 때, 발생하는 안테나 반사판의 변형 정도를 계산하였다. 또한, 계산된 변형이 안테나 성능과 임무 수행에 얼마나 영향을 미치는지 확인하기 위해 안테나 이득 및 빔 지향 오차를 분석하였다.

II. 본 론

2.1 유연 구조물의 다물체 동역학 해석

2.1.1 시뮬레이션 환경 구축

인공위성의 기동에 의해서 탑재체 구조에 미치는 영향을 분석하기 위해서는 다물체 동역학 기반의 시뮬레이션 환경을 구축해야 한다. 본 연구에서는 MSC社의 ADAMS를 사용해 시뮬레이션 환경을 구축하였다. 안테나의 주 반사판은 유연체, 부 반사판 및 위성 본체는 강체로 가정하였으며, 위성 기동은 태양전지판과 안테나가 전부 전개된 상태에서 기동이 이루어진다고 가정한다. Fig. 1과 같이 안테나의 주 반사판은 36개의 패널로 구성된다. 해석에 사용된 안테나 재질은 M55J/RS3 복합재이며, 물성치 및 설계 변수는 Table 1, 2와 같다.

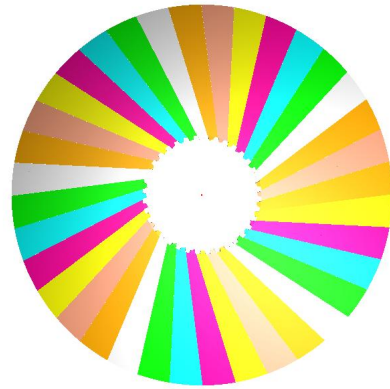


Fig. 1. Configuration of antenna

Table 1. Properties of M55J/RS3

Density	1620 kg/m^3
E11	163.4 GPa
E22	163.4 GPa
E33	9 GPa
ν_{12}	0.03
ν_{23}	0.3
ν_{13}	0.3

Table 2. Value for designing the antenna

Design Parameters	Value
Deployed diameter	5000 mm
Stowed diameter	1600 mm
Focal length	1800 mm
Thickness	0.4 mm
Mass	20 kg
No. Panel	36

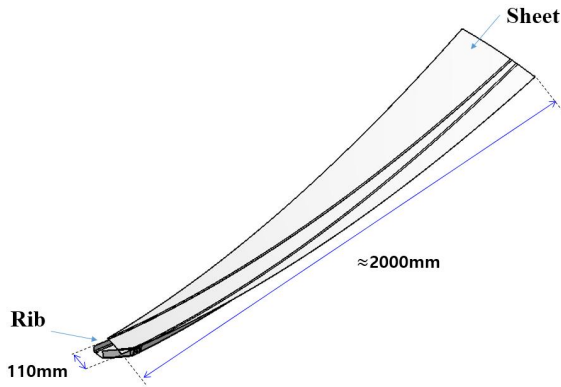


Fig. 2. Configuration of a panel

안테나의 주 반사판을 구성하는 패널은 Fig. 2와 같은 형상을 가지며, 반사면을 위한 Sheet부분과 이를 지지하기 위한 Rib부분으로 되어있다. 동역학 해석 프로그램인 ADAMS에서는 유연체 모델을 해석하기 위해 부분구조합성법(Component Mode Synthesis)을 사용한다. 부분구조합성법의 여러 방법 중 Craig-Bampton 기반의 방법을 사용한다. Craig-Bampton 방법을 사용하기 위해서는 Free-Free Boundary Condition에서의 구조물의 Normal Mode와 고정부의 Attachment Mode가 필요하다[6]. 이렇게 얻은 모드 해석 결과를 이용하여 물체의 축약된 FEM 모델을 생성하여 해석을 수행한다. 모드 해석은 ADAMS 내의 ViewFlex 기능을 사용하였다. 모드 해석 결과에는 38번째 모드까지 포함되어 있으며 1~6번째 모드는 강체 모드이다. 반사판 패널의 일부 Normal Mode 형상과 주파수는 Figs. 3-5와 Table 3에 나타내었다. 본 해석에 사용된 안테나 패널 모델은 길이에 비해 두께가 매우 얇기 때문에 Shell Element로 Meshing을 수행하였다.

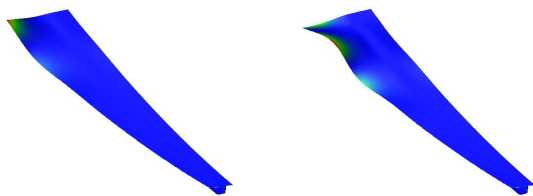


Fig. 3. 7th (left) and 8th (right) mode shape

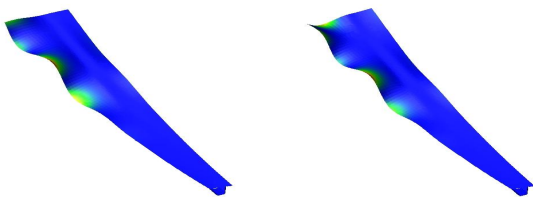


Fig. 4. 9th (left) and 10th (right) mode shape

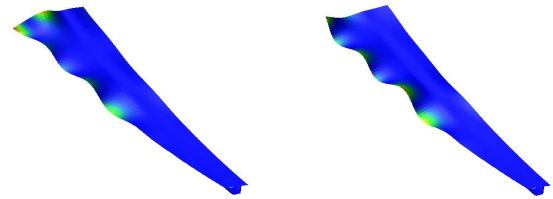


Fig. 5. 11th (left) and 12th (right) mode shape

Table 3. Natural frequency

Mode number	Natural frequency (Hz)
1-6	0
7	22.98
8	35.46
9	51.82
10	59.58
11	70.16
12	76.40

안테나와 위성의 체결 부위는 Fig. 6과 같으며, 안테나가 체결된 위성의 형상은 Fig. 7과 같다. 해석에 사용된 위성은 600-800kg 급으로 가정하였으며 X축을 안테나 지향 방향으로 하였을 때, 위성 본체 구조물의 재질, 전장품 무게 등을 고려한 위성 시스템의 관성모멘트는 Table 4와 같다. 위성 기동 시 발생하는 반사판의 변위를 계산하기 위해, 각 패널의 12개의 점들에 대한 변위를 측정하며, Fig. 7에 나타난 위성의 무게 중심을 원점으로 하는 로컬 좌표계에 대해 측정한다. 패널 넘버링과 12개의 점에 대한 정보는 Fig. 8과 같다.



Fig. 6. Region for attachment point

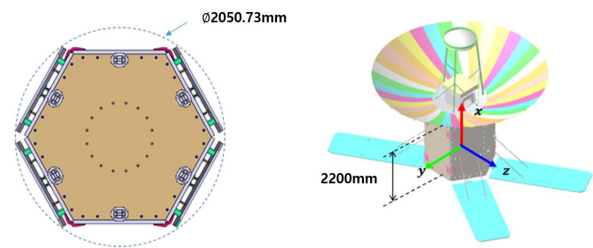


Fig. 7. Configuration of simulation model

Table 4. Moment of inertia for each axis

AxisProperty	MOI(kg · m ²)
xx	506.16
yy	665.83
zz	529.40
xy	4.02
zx	3.26
yz	-21.51

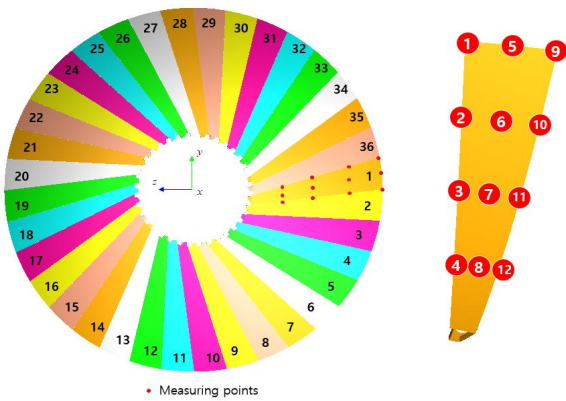


Fig. 8. Panel numbering and measuring points

2.1.2 시뮬레이션 결과

인공위성의 기동에 의한 안테나 반사판 패널의 진동을 분석하기 위해, 위성 무게 중심에 토크를 적용하였다. 해석에 사용된 토크 프로파일은 Path Planning 설계에 자주 사용되는 Bang-Bang 프로파일로 가정하였으며[7], 로컬 좌표계의 Y축을 기준으로 50초 동안 90° 회전하도록 적용하였다. 입력 토크 프로파일과 위성의 회전 각도는 각각 Fig. 9와 Fig. 10과 같다.

앞서 구축한 다물체 동역학 시뮬레이션에 입력 토크 프로파일을 적용하여 위성 기동 시에 발생하는 안테나 반사판의 변위를 측정하였다. 해석 시간은 50

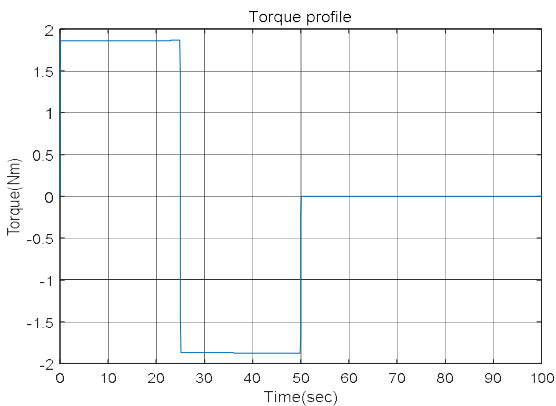


Fig. 9. Torque for satellite maneuver(bang-bang)

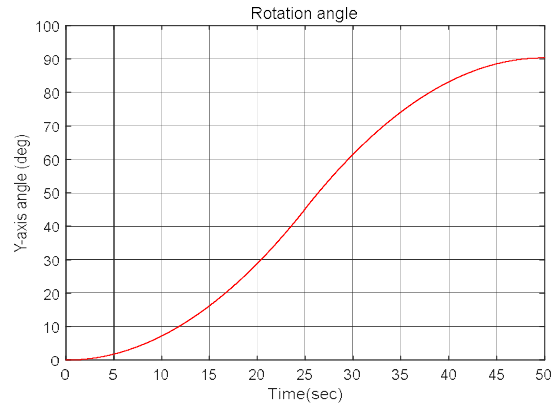


Fig. 10. Angular displacement in Y-axis

초, Step size는 0.0005로 설정하였으며, 진동에 의한 성능 저하 수준이 가장 심각한 경우를 고려하기 위해 모든 감쇠 효과는 없다고 가정하였다. 36개의 패널 중에 1번, 10번, 19번, 28번 패널에서 가장 변형량이 큰 1번 Point에 대한 X,Y,Z 변위 결과는 Figs. 11-13과 같다. 위성이 Y축에 대해 회전하기 때문에 1번 패널과 19번 패널의 변형량이 가장 크며, 10번과 28번 패널의 변형량이 가장 작다. 또한, 안테나 지향 방향인 X축

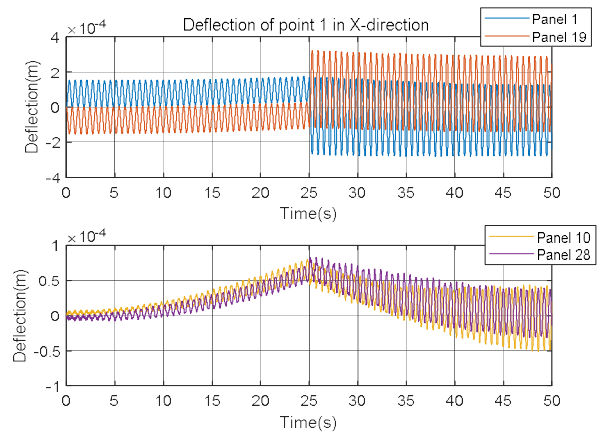


Fig. 11. Deflection in X-direction

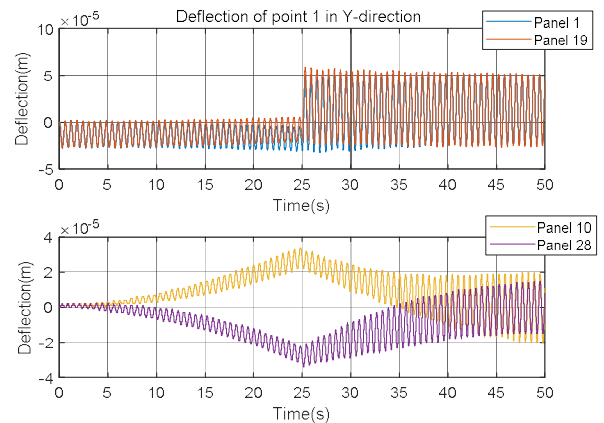


Fig. 12. Deflection in Y-direction

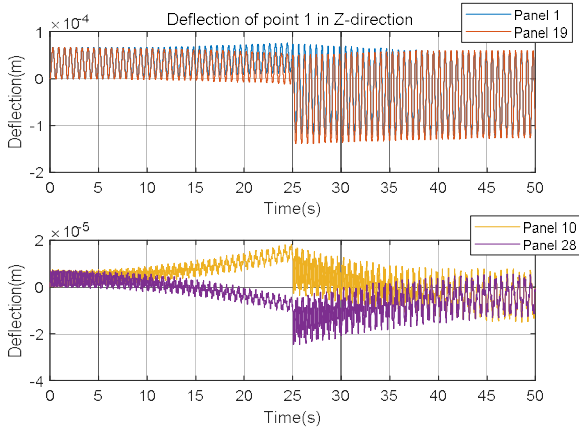


Fig. 13. Deflection in Z-direction

방향 변위가 다른 축 방향 변위에 비해 큰 것을 확인할 수 있다. 대칭인 위치에 있는 1번과 19번, 10번과 28번 패널 변위의 절댓값이 완전히 같지 않은 이유는 위성 본체의 MOI가 완전히 대칭이 아니기 때문인 것으로 보인다. 해당 기동 구간에서 각 패널 1번 Point의 최대 변위값을 정리하면 Table 5와 같다.

감쇠 효과가 안테나의 반사판 패널의 변형량에 미치는 영향을 보기 위해 반사판 패널의 모든 모드에 대한 감쇠비(Modal Damping Ratio)를 0.07로 가정하여 해석을 수행하였다. Fig 14는 1번 패널의 1번 Point에

Table 5. Maximum deflection of each direction

Panel	Deflection in X-axis	Deflection in Y-axis	Deflection in Z-axis
1	$2.80 \times 10^{-4}m$	$5.09 \times 10^{-5}m$	$1.22 \times 10^{-4}m$
10	$8.02 \times 10^{-5}m$	$3.40 \times 10^{-5}m$	$1.82 \times 10^{-5}m$
19	$3.21 \times 10^{-4}m$	$5.87 \times 10^{-5}m$	$1.39 \times 10^{-5}m$
28	$8.29 \times 10^{-5}m$	$3.40 \times 10^{-5}m$	$2.46 \times 10^{-5}m$

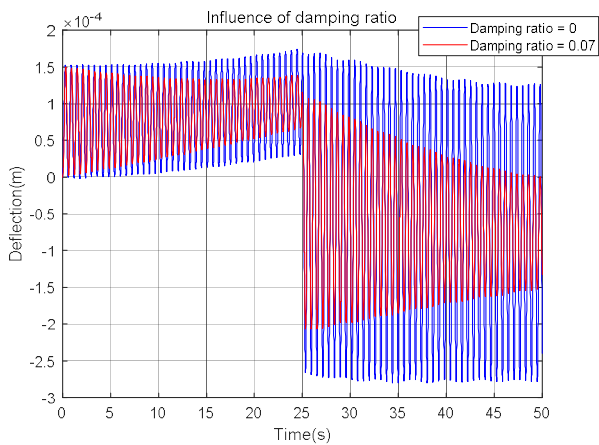


Fig. 14. Influence of damping ratio (Panel 1, Point 1)

대해 감쇠가 있는 경우(0.07)와 없는 경우를 함께 나타낸 것이다. 감쇠 효과가 있는 경우에는 변형량이 명확히 작아지는 것을 알 수 있다. 이전과 마찬가지로 36개의 패널 중에 1번, 10번, 19번, 28번 패널에서 가장 변형량이 큰 1번 Point에 대한 X,Y,Z 변위 결과는 Figs. 15-17과 같다. 모든 패널에 대하여 위성 기동에 의해 발생하는 변형 수준이 낮아짐을 확인하였다.

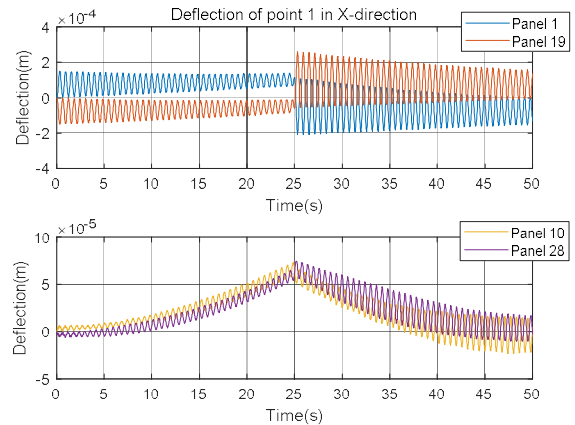


Fig. 15. Deflection in X-direction with damping

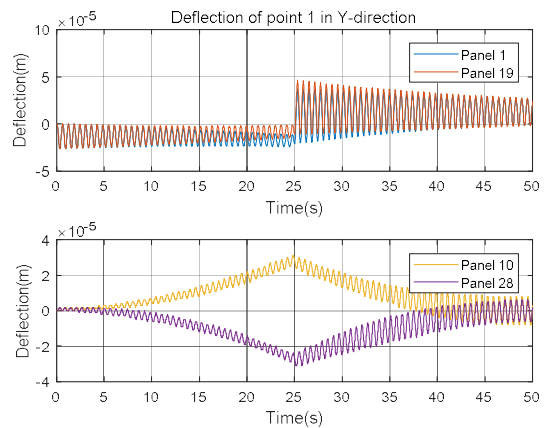


Fig. 16. Deflection in Y-direction with damping

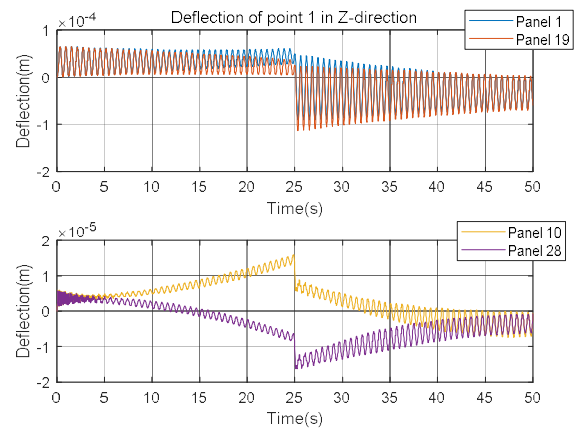


Fig. 17. Deflection in Z-direction with damping

2.2 안테나 성능 분석

2.2.1 안테나 이득 손실 및 빔 지향 오차

인공위성의 기동에 의해 발생한 안테나 반사판 패널의 진동이 안테나 성능에 미치는 영향을 분석하기 위해 안테나 이득을 계산하였다. 해석에 사용된 안테나는 파라볼라 안테나이며, 파라볼라 안테나의 이득 및 이득 손실은 아래의 수식 (1), (2)와 같다[8,9].

$$G = 10 \log_{10} \left(\frac{\pi d}{\lambda} \right)^2 \epsilon_{ap} \quad (1)$$

$$\Delta G = 10 \log_{10} \left(e^{-\left(\frac{4\pi\epsilon}{\lambda} \right)^2} \right) \quad (2)$$

d 는 반사판 직경, λ 는 전파의 파장, 그리고 ϵ_{ap} 는 개구 효율, ϵ 는 표면 rms오차를 의미하며, 안테나 이득 G 는 dBi 단위로 표현된다. 안테나가 Ku 대역에 사용된다고 가정할 때, 주파수는 15GHz, 파장은 2cm라고 가정하였다. 그레고리안 안테나의 개구 효율 ϵ_{ap} 은 일반적으로 60~80% 범위의 값이 가능하며 [10], 이에 따라 본 논문에서 해석에 사용한 안테나의 이득은 약 55.7~56.9dBi의 값을 가질 수 있다.

이전 절의 시뮬레이션 결과를 이용하면, 인공위성의 기동에 의해 발생한 안테나 반사판의 표면 rms오차를 계산할 수 있다. Worst case를 가정하기 위해, 50초에서 변위가 가장 큰 19번 패널의 표면 rms오차를 모든 패널에 적용하여 안테나 이득 손실을 계산하였다. 먼저, 감쇠 효과가 없는 경우, 19번 패널의 표면 rms오차는 약 0.19mm이며, 이를 이용하여 계산된 이득 손실은 약 -0.06dB이다. 감쇠비가 0.07인 경우, 19번 패널의 표면 rms오차는 약 0.1mm이고 이때의 이득 손실은 약 -0.02dB이다. 계산된 Worst case의 이득 손실을 통해 확인할 수 있듯이, 위성 기동에 의해 발생한 안테나 반사판 패널 진동은 안테나 이득에 거의 영향을 미치지 않는 것을 알 수 있다.

추가적으로, 위성이 롤 방향 회전을 할 때, 안테나의 반사판 패널의 진동에 의해 발생하는 빔 지향 오차를 계산하였다. Worst case를 가정하기 위해 50초에서의 변위가 가장 큰 1번 패널과 19번 패널의 틀어짐 정도를 이용하였다. 감쇠 효과가 없는 경우의 빔 지향 오차는 약 0.0065°, 감쇠비가 0.07인 경우의 빔 지향 오차는 약 0.0035°로 계산되었다. 따라서 위성 기동에 의해 발생한 안테나 반사판 진동은 안테나 빔 지향에 거의 영향을 미치지 않는 것을 알 수 있다.

III. 결 론

본 연구에서는 영상레이더 위성의 기동에 의해 반사면에 발생하는 진동 수준을 분석하였다. 위성 본체는 강체로, 안테나 주 반사판은 유연체로 가정하였으

며, 위성이 50초 동안 90° 회전하도록 하는 Bang-Bang 프로파일의 토크를 적용하여 해석을 수행하였다. 위성이 기동할 때 발생하는 안테나 반사판의 변형은 안테나 지향 방향의 변위가 가장 크며, 19번 패널 1번 포인트의 변형량이 가장 큰 것을 확인하였다. 또한, 안테나 패널의 감쇠 효과를 고려하였을 때의 진동 수준을 확인하였다. 기동에 따른 변위 해석 결과를 이용하여 위성의 기동 시 안테나 반사판의 안테나 이득 손실 및 빔 지향 오차를 분석하였다. 위성 기동에 의해 발생한 안테나 반사판 진동은 안테나의 이득 및 빔 지향에 거의 영향을 미치지 않는 것을 확인하였다.

후 기

본 연구는 '위성용 경량화 SAR 안테나 기술 개발' 사업의 일환으로 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.

References

- 1) Cumming, I. G., and Woong, F. H., *Digital Processing of Synthetic Aperture Radar Data*, Artech house, 2005.
- 2) Jeong, S. Y., Lee, S. Y., Bae, M. J., and Cho, K. D., "Configuration Design of a Deployable SAR Antenna for Space Application and Tool-kit Development," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 8, 2014, pp. 683~691.
- 3) Lee, S. Y., Jeong, S. Y., Nah, G. S., and Cho, K. D., "Static/Dynamic Behavior Analysis of Deployment Mechanism Joints of a SAR Satellite," *Proceedings of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2014, pp. 1160~1163.
- 4) Hedgepeth, J. M., "Influence of Fabrication Tolerances on the Surface Accuracy of Large Antenna Structures," *AIAA Journal*, Vol. 20, No. 5, 1982, pp. 680~686.
- 5) Mittermayer, J., and Moreira, A., "Spotlight SAR Data Processing Using the Frequency Scaling Algorithm," *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, Vol. 37, No. 5, 1999, pp. 2198~2214.
- 6) Schmid, M., and Barho, R., "Development Summary and Test Results of a 3 meter Unfurlable CFRP Skin Antenna Reflector," *Proceeding of the 10th European Space Mechanisms and Tribology Symposium*, Vol. 524, 2003, pp. 145~151.
- 7) Cazaurang, F., and Lavigne, L., "Satellite Path

Planning by Flatness Approach," *International Review of Aerospace Engineering*, Vol. 2, No. 3, 2009, pp. 123~132.

8) Dastkhosh, A. R., Hamidreza D. O., and Gholamreza K., "Compact Low Weight High Gain Broadband Antenna by Polarization-rotation Technique for X-band Radar," *International Journal of Antennas*

and Propagation, Vol. 2014, 2014, pp. 1~10.

9) Anderson, H. R., *Fixed Broadband Wireless System Design*, John Wiley & Sons, 2003.

10) Yeap, K. H., Loh, M. C., Tham, C. Y., Yiam, C. Y., Yeong, K. C., and Lai, K. C., "Analysis of Reflector Antennas in Radio Telescopes," *Advanced Electromagnetics*, Vol. 5, No. 3, 2016, pp. 32~38.