

우주환경에서의 반사판 안테나 재료의 전기적 특성 분석

이 재 욱 · 윤 성 식

한국항공대학교

I. 개 요

1957년 구소련이 스푸트니크 위성을 발사한 이래, 미국, 일본, 유럽 등의 우주분야 선진국들의 우주 위성사업으로의 진입은 급증하였다. 초기 위성 개발의 주 목적은 군사적인 우위 선점이었으나, 20세기 후반으로 접어들면서 통신, 기상, 항행 등의 민수분야 발전으로 목적이 전환되었다. 위성 산업으로 진입이 상대적으로 늦은 국내에서도 1992년 우리 별 1호 발사를 시작으로 지난 20여 년간 위성 개발기술의 큰 발전을 이루었다.

위성의 종류는 임무와 궤도에 따라서 분류되며, 주요 위성궤도는 고도 300~1,500 km의 저궤도(Low Earth Orbit, LEO), 1,500~10,000 km의 중궤도(Middle Earth Orbit, MEO), 위성이 지구의 자전속도와 동일하여 상대적으로 정지상태로 보이는 35,786 km의 정지궤도(Geostationary Earth Orbit: GEO)가 있다. 이 밖에도 고타원궤도, 동기궤도 등이 있다. 임무에 따른 궤도는 <표 1>과 같으며, 이는 각 궤도의 고도에 따른 특징 때문이다. 저궤도의 경우, 대기저항이 없는 범위의 타 궤도에 비해 자유공간에서 전파 전송에 따른 손실이 적어 소출력의 소형 위성 운용이 가능하며, 발사비용이 저렴하

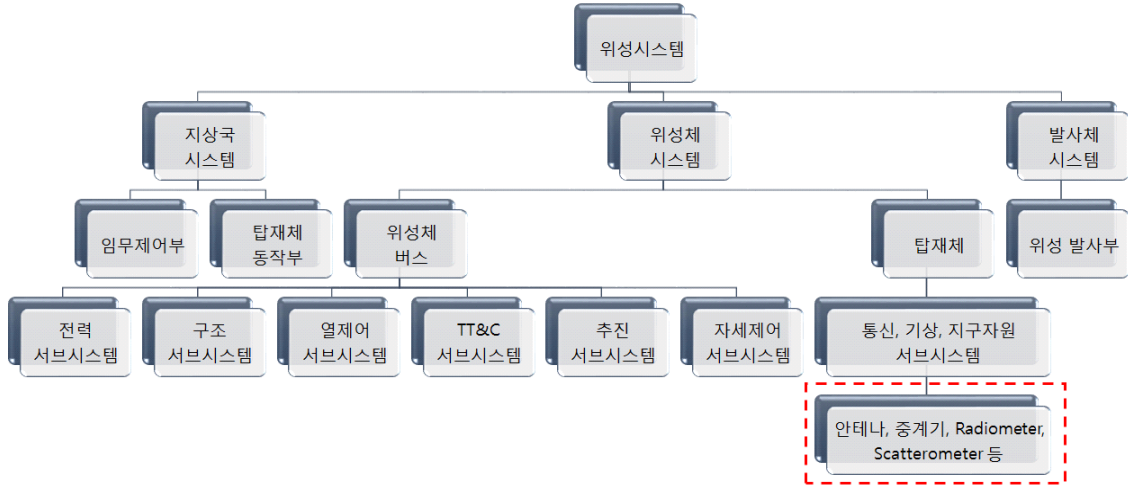
고, 궤도이탈에 대한 위험이 적다. 하지만 위성의 수명이 짧고, 관측시간 또한 짧아 수십 개의 위성이 요구된다. 중궤도는 정지궤도에 비하여 발사비용이 적고 정지궤도의 밀집지역을 피할 수 있으나, 15,000~30,000 km 고도에 형성되어 있는 반 앨런벨트에 의해 전자부품 열화와 수명 단축이 우려되는 문제가 있다. 정지궤도의 위성은 지상에 있는 관측자에게 밤낮의 구분 없이 고정된 것처럼 보이기 때문에 위성은 넓은 커버리지는 만족한다. 하지만 발사비용이 비싸고 밀집된 궤도 내의 자리 점유 및 간섭 규제에 대한 국가 간 경쟁이 치열한 문제가 있다. 현재 상업위성의 대다수를 차지하는 정지궤도 통신위성분야는 미국 및 유럽의 주요 업체에서 선점하여 개발 중에 있고, 일부 주요 또한 일본, 중국, 인도, 독일 등의 업체에서 개발 중에 있다. 국내에서는 정지궤도에 비해 다양한 수준의 위성 수요가 발생하고, 진입장벽이 높지 않은 저궤도 위성분야에 주로 투자를 하고 있는 현황이다.^[1]

위성시스템은 위성과 통신을 수행하는 지상국 시스템(ground segment), 위성에서 주요 임무를 처리하는 위성체 시스템(space segment), 목표로 하는 궤도까지 올리는 발사체 시스템(launch segment)으로 구성된다. 지상국 시스템은 지상의 통신장치를 이용하여 위성 데이터를 수신하여 데이터 처리를 통해 임무를 수행한다. 발사체 시스템은 위성체를 목표의 궤도로 진입시키기 위해 공기역학을 계산하여 최소 요구속도를 획득한다.

본 논문에서 주로 다루는 위성용 안테나는 위성체 시스템의 탑재체에 포함되는 구성 요소이며, 통신, 기상, 항행 등의 임무를 수행하기 위해 획득한 데이터를 송/수신하거나, 영상 획득을 위한 스캔 안테나로 사용된다. 안테나는 운용 영역 내의 위성 간 간섭과 해당 궤도에서의 성능을 만족하는지를 고려하여 주파수와 대역폭을 결정한다. 또한 임무와 궤도에 따라서 목표로 하는 성능의 위성 안테나가 설계된다. 안테나가 고도가 높은 곳에 위치하거나, 높은 데이터 전송율이 요구되는 경우는 안테나의 이득이 높게 설계되어야

<표 1> 임무에 따른 위성의 분류^[2]

임무	궤도의 종류
통신	저궤도, 중궤도, 정지궤도
지구탐사	광역 커버리지를 위한 극저궤도
기상	극 저궤도 또는 정지궤도
항행	광역 커버리지를 위한 극저궤도
천문	고궤도
군사	광역 커버리지를 위한 극저궤도
우주정거장	저궤도



[그림 1] 위성 시스템 체계도^[3]

한다. 이 밖에도 송신 출력, 빔 폭, 부엽 레벨, 편파 특성을 만족하는 최적의 위성안테나 종류를 선정해야 한다. 주로 이용되는 위성 안테나 종류 중, 반사판 안테나, 도파관 혼 안테나는 크기가 크고 무겁지만, 높은 출력을 수용 가능하고, 높은 이득 특성을 얻기 용이하다. 도파관 안테나는 슬롯을 추가하거나, 혼의 배열을 통해서 슬롯 배열 안테나를 설계하여 편파를 조절하고, 빔 형성이 가능하다. 유전체 기판을 이용한 마이크로스트립 패치 안테나는 상대적으로 출력과 이득에 대한 제한이 있고, 대역폭이 좁지만 무게가 가볍고 크기가 작아 효율적인 공간 활용이 가능한 장점이 있다. 또한 배열 소자 간 위상조절을 하여 위상 배열이 가능하다. 이와 같은 안테나들은 위성체 구조의 외부에서 지상과의 교신을 하며, 우주환경에 직접 노출되어 가장 영향을 많이 받는 부분이다. 또한 안테나는 탑재체에서 무게와 부피를 가장 크게 차지하는 구조 중 하나로, 안테나의 구조는 위성체 무게와 수납 효율에 영향을 미치고, 이는 위성의 발사 비용에 직결된다. 특히 반사판 안테나와 같이 부피가 크고 무거운 구조는 안테나의 기계적, 구조적 성능에 대한 반사판의 전자 재료의 의존도가 높다. 본 논문에서는 안테나가 노출되는 우주환경의 주요 특성과 이에 따른 안테나 재료의 성능 변화에 대한 내용을 다루고, 반사판 안테나에 적용되는 주요 재료에 대한 내용을 정리하였다.

II. 우주 환경

위성용 안테나는 극한의 우주 환경에서 운용되며, 위성체 내부에 장착되는 타 부품들과 달리 직접적으로 우주 환경에 노출되므로 부품 동작의 신뢰도 향상을 위해 충분한 검증이 요구된다. 우주 환경은 고진공에 따른 매우 낮은 압력, 미세 지구중력, 여러 종류의 복사, 태양의 위치에 따른 격심한 온도차, 우주 파편 등의 환경이다. 이러한 환경에 의해 위성 안테나가 오작동할 경우, 위성의 운용, 성능, 수명 등에 직접적인 영향을 미치게 된다. 우주 환경에서의 위성 안테나 동작의 안정성 확보를 위해서는 환경 설정을 통한 사전 실험이 요구되며, 이를 위해 우주 환경 및 궤도에 대한 충분한 정보가 필요하다. 아래는 우주 환경의 주요 특성을 개론적으로 설명한 것이다.

2-1 고진공^[4]

고도가 높아짐에 따라 대기 밀도와 압력은 200 km 이상에서 고진공 상태인 10^{-5} torr 이하로 내려간다. 대부분의 재료는 고진공 환경 하에서 일정량을 분출(outgassing)하고, 도체로 이루어진 RF 수동 소자들은 고진공, 높은 전력일 때 발생하는 멀티팩터(multipactor) 현상에 민감하다. 주로 안테나의 소재로 이용되는 금속은 지상환경에서 가스나 증기가 흡수된 외부층이 존재하는데, 고진공 환경에서 낮은 압력으로 인하여 외부층이 분출을 하게 된다. 이러한 분출 효과로 인하여 재료의 기계적, 전기적 기본 물성치에 큰 변화를 일으켜 중대한 문제를 야기할 수 있다.

2-2 복사(Radiation)^[4]

우주 환경에서 복사는 위성 내 부품을 구성하는 원자들이 열에 의해 들떠서 전자기파를 방출하게 되고, 이는 정전기 방전을 일으켜 전자부품을 파괴시킬 수도 있다. 또한 우주 공간상의 고에너지 입자 복사가 소자의 결정 구조를 변경시키기도 한다. 이를 해결하기 위해서 적절한 소재와 두께의 차폐막(shielding)을 이용하며, 민감한 부품의 경우는 국부 차폐를 이용한다.

2-3 열 환경^[4]

우주비행은 많은 경우에 위성체에 여러 가지 극단의 온도 환경을 제공한다. 위성의 열 제어는 위성의 설계에 중요한 요소들 중 하나이다. 우주의 진공 환경에서는 위성과 외부의 열 에너지 이동이 복사라는 열 전달 원리에 의해서만 발생한다. 열적으로 단열된 지구궤도위성은 대략 -70°C (식 시간)에서 80°C (태양 직접 노출)의 온도변화를 겪게 된다. 이들 극한 온도 사이의 계속되는 열 주기 현상은 재료에 피로를 일으켜 위성체 부품과 시스템에 실패를 유발할 수 있다. 무중력과 진공의 영향으로 우주에서 위성체 내부로의 열 전달은 오직 전도와 복사에 의해서만 전달되며, 이는 부품 설계 시 상당한 주의를 요하게 된다.

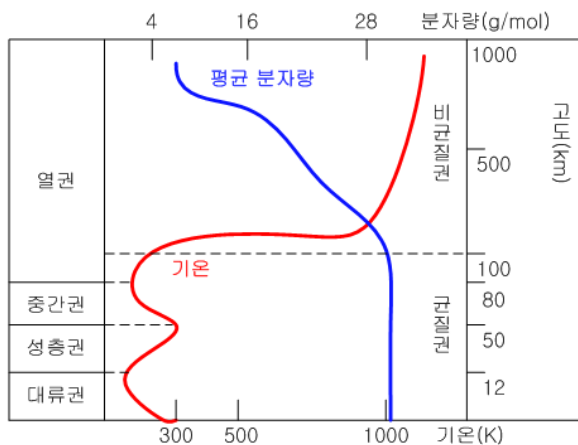
2-4 열 진공 시험^[4]

위성 안테나의 전기적 성능이 극한의 온도변화에서도 정

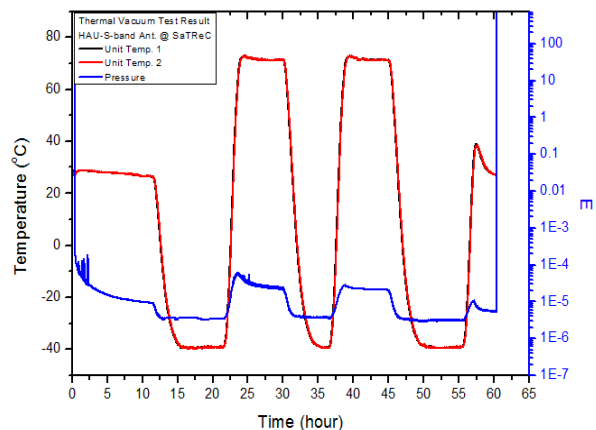
상 동작하는지에 대한 충분한 검증이 요구된다. 안테나 열 시험의 온도 프로파일은 위성체의 궤도 정보에 따라서 최저/최고 시험 온도가 설정되고, 사이클 횟수, 등온시간, 담금 시간, 온도변화를 등이 결정된다. 진공상태가 적용되지 않은 열 시험의 경우 공기를 포함하는 환경에서 온도전달에 있어 대류조건이 포함되므로 우주에서의 열적 환경을 모사했다고 보기 어렵다. 이를 고려하여 열 환경과 진공상태를 모두 고려한 열 진공 시험이 요구된다. [그림 3]은 저궤도 S-대역 위성 안테나의 온도변화 프로파일이며, Mil-Std-1540E에 기반하여 직접 실험을 수행한 결과이다. 10^{-4} torr 이하일 때를 진공상태로 간주하며, 시간 내 1°C 이내의 변화를 보일 때 열적 안정 상태라고 하였다. 이상적인 경우는 충분한 공간의 열 챔버와 진공 챔버 내에서 실험이 수행되어야 하지만, 이를 만족시키는 것이 어려우므로 챔버 내에서의 산란특성까지 고려하여 대기, 상온상태와 진공, 열주기 중의 반사손실 특성이 동일한지를 가지고 환경시험을 수행할 수 있다.

III. 위성용 반사판 안테나

수 백~수 만 km의 거리에서 지상과 통신을 하거나, 고분해능 레이더의 응용에서는 고이득, 좁은 빔 폭의 성능을 갖는 위성 안테나가 요구된다. 급전부와 반사부로 크게 두 부분으로 나누어지는 반사판 안테나 시스템은 마이크로파 영역에서 높은 이득을 얻기에 용이하여 위성 안테나에 많이 활용되었다. 급전부에는 다이폴과 도파관 혼 안테나가 주로



[그림 2] 고도에 따른 기온, 분자량 특성^[4]



[그림 3] 위성 안테나의 열진공 시험 프로파일

이용되며, 반사판은 기본적으로 포물면 형태를 적용한다.

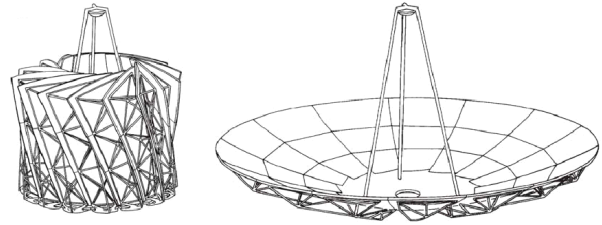
이밖에도 E-평면과 H-평면의 빔 폭을 비대칭적으로 조절할 수 있는 원통형 반사판 안테나와 부반사판을 추가하여 방사효율을 향상시키는 이중 반사판 안테나(카세그레인, 그레고리안), 주 반사판과 부 반사판이 공통의 초점을 갖는 공통초점 포물면 안테나(Confocal Paraboloids), 포물면 원통을 구부린 형태의 토러스형 안테나, 구면 반사판을 갖는 구형 반사판 안테나 등이 운용환경에 따라서 활용된다.

반사판 안테나는 위성 탑재체에서 구조적으로 넓은 부피를 차지하고 큰 무게를 차지하므로, 전개가 가능하도록 설계가 되어 위성체 내부에 수납되어 발사되며, 임무 궤도에 도달하였을 때 전개가 되어 운용된다. 또한 위성의 무게 증가는 발사비용 증가로 직결되므로, 비용 경감을 위해 반사판 안테나의 경량화를 위한 연구가 활발히 진행 중이다. 경량화 안테나 형상은 크게 솔리드(solid surface) 안테나, 메쉬(mesh) 안테나, rigidizable/inflatable 안테나로 나뉠 수 있으며, 미국(JPL, ILC/Dover, L'Garde, Harris, Lock heed, NGST, Sheldahl/Grumman)을 필두로 유럽연합(ESA, Domier), 일본(NTT, Mitsubishi, Toshiba, Miura, ISAS, NASDA), 러시아(Georgian) 등에서 다양한 형태의 경량화 안테나를 연구 개발하고 있는 상황이다.

3-1 솔리드 안테나(Solid Antenna)^[6]

솔리드 안테나는 높은 표면 정확도가 요구되는 곳에서 주로 쓰이며, 일반 메쉬 구조와 달리 고체 재료가 사용된다. 대부분의 구조는 알루미늄 허니컴 코어 구조 위에 복합재료가 시트 형태로 덮인 원형 판을 가진 중앙 허브에서 전개가 되는 개념이 사용된다. 발사체의 크기 및 기계적 복잡성으로 인해 직경이 약 10 m로 제한되어 사용한다.

대표적으로 DAISY(Deployable Antenna Integral System)는 각각의 패널은 외부로 감겨있는 연결부에 의해 중앙에 위치한 허브에 연결되어 있다. 힌지의 위치와 방향은 전개 과정에서 패널 사이의 상호 간섭을 피함과 동시에 좋은 패키징을 얻기 위해 외부 전개 시뮬레이션을 통해 정해진다. 트러스 구조물은 각 패널의 후면에 위치하고 형상 정확도를 높이기 위해 보강재를 추가로 배치한다. 직경이 8 m이며, 패키징 상태의 반경 및 높이는 2.9 m × 4.1 m 가 된다. 표면 정확



[그림 4] DAISY antenna^[6]

도는 8 μm를 가진다.

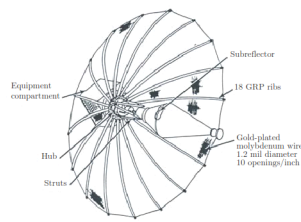
3-2 메쉬 안테나(Mesh Antenna)^[7]

메쉬 안테나(mesh antenna)는 경량 금속 그물이 불연속적인 메쉬 구조를 통해 반사면을 이루는 전개 안테나(deployable antenna)의 가장 대표적인 형태이다. 불연속적인 구조로 이루어져 있고, 가장 보편적인 구조는 허브로부터 곡선형태의 리브가 퍼져 나오고, 리브 사이에 메쉬 구조물이 매달리는 우산과 같은 구조이다.

대표적으로 Rigid-Rib 안테나는 NASA의 TDRSS와 갈릴레오 미션에 사용되었고, Harris사가 개발하였다. 가운데 허브에서 탄소섬유 복합재료로 만들어진 리브가 뻗어 나오고, 리브 사이에 RF 반사 메쉬 구조가 연결된 형태이다. 리브는 허브와 힌지(hinge)로 연결되어 있으며, 안테나의 직경은 5 m이며, 접혀졌을 때 직경 및 높이는 각각 0.9 m, 2.7 m이다. 전체 안테나 구조물의 무게는 24 kg이다.

3-3 인플레터블 안테나(Inflatable Antenna)

매우 작은 패키징과 낮은 무게를 가지는 구조로써, 발사전 앞은 유연한 재료로 만들어져 패키징 되고 팽창을 통해 전개가 된다. 이러한 안테나는 반사판의 높은 형상 정확도



[그림 5] Rigid-rib antenna^[7]



[그림 6] Inflatable antenna experiment^[8]

가 어렵다는 단점이 있지만, 구조가 간단하고 안테나의 고장 형태가 적기 때문에 높은 전개 신뢰도를 가지고 있다. 지상 테스트의 경우, 무중력(0 g) 상태에서 헬륨을 이용하여 시뮬레이션한다.

대형 안테나에 인플레터블 구조를 적용하기 위해 JPL과 L'Garde사가 공동으로 개발된 구조는 저압 캐노피, 고압 토러스(torus) 그리고 3개의 고압 스트러트(strut)가 피드를 지지하는 직경 14 m 규모이다. 캐노피는 6.5 μm Mylar 필름으로 만들어졌고, 앞쪽 캐노피는 투명한 상태인 반면, 뒷면은 반사율을 높이기 위해 알루미늄 막으로 표면을 만들었다. 토러스와 스트러트는 0.3 mm 두께의 Kevlar로 만들었다. 부드러운 반사 표면을 형성하기 위해 2.1 Pa의 정도의 매우 낮은 압력을 가하였고, 토러스와 스트러트는 6.9 kPa를 가하였다. 이 안테나의 총 무게는 60 kg이며, 패키징되었을 때 크기는 2.0 × 1.1 × 0.46 m³ 정도이다. 안테나의 전개는 보관 상자에서 패키지가 분출되면서 시작된다. 스트러트가 토러스에 의해서 팽창된 후, 캐노피가 전개된다.^[8]

IV. 우주용 반사판 안테나 복합재료

우주환경적용 안테나 구조물의 소재는 고효율의 방사특성을 갖도록 선택되어야 한다. 반사판 안테나가 고효율의 방사특성을 갖기 위해서는 반사판 패널은 높은 전기전도도를 갖는 재료로, 지지대와 같은 구조물들은 높은 전파 투과특성을 갖는 재료로 선택해야 할 것이다. 일반적으로 전기적 비저항(ρ) 값은 금속합금에 비해 복합재료에서 수천배 가량 높게 나타난다. 이는 전기전도도가 낮음을 의미하고, 안테나

의 전기적 성능 저하의 원인이 된다. 하지만 복합재료가 금속합금에 비해 무게가 가볍고 강도가 높은 장점이 있으므로, 적절한 Trade-Off를 수행하여 안테나의 구성별 소재를 선정해야 하겠다. <표 2>는 넓은 범위의 우주환경적용 소재의 기계적 성능변수를 정리한 것이다.

4-1 CFRP 시편 측정^[9]

반사판 안테나는 반사판 재료의 방사특성에 의해 방사효율이 결정되며, 높은 효율을 내기 위해서는 높은 도전율의 물질을 사용해야 한다. CFRP(Carbon Fiber Reinforced Polymer)와 같은 복합재료는 일반 도체와 달리 성형기법이나 내부구조에 따라 특성이 달라지므로, 위 알고리즘들을 적절히 적용하여 유효 전기전도도를 도출해야 한다.

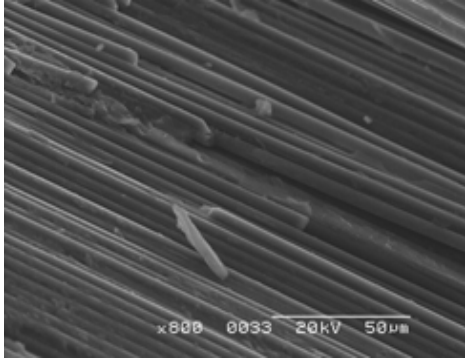
본 논문에서 검증하기 위한 CFRP는 오토클레이브 및 오븐을 이용한 경화공정을 적용하여 M55J/ RS3 prepreg를 적층하여 제작하였다. CFRP 내 탄소섬유는 도파관 내 전개방향에 대해 0°, 45°, 90°의 방향으로 UD(Uni Directional)하게 제작하였다. [그림 7]은 M55J/RS3 prepreg 내부를 800배율 현미경으로 확인한 것이다.

CFRP 시편의 측정을 위해서 [그림 8]과 같이 구형 도파관을 이용하며, 도파관 사이에 시편을 삽입하고, S-파라미터를 측정하여 식 (1)~(4)를 이용하여 유전율을 도출할 수 있다.

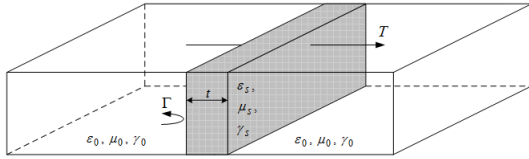
$$\Gamma = X \pm \sqrt{X^2 - 1}, \text{ 여기서 } X = \frac{S_{11}^2 - S_{21}^2 + 1}{2S_{11}} \quad (1)$$

<표 2> 우주환경적용 소재들의 강도 및 밀도 비교

	Specific strength (×10 ³ N/kg/m)	Specific stiffness (×10 ⁶ N/kg/m)	Density (g/cm ³)
Uni-directional carbon/epoxy	1,850	100	1.5
Aramid/epoxy	1,200	50	1.4
Glass/epoxy	980	25	1.8
Aluminium	180	25	2.8
Titanium	240	25	4.4



[그림 7] CFRP 내부 탄소섬유 배열



[그림 8] 도파관을 이용한 시편 측정 개념도

$$e^{-\gamma_s t} = \frac{S_{11} + S_{21} - \Gamma}{1 - (S_{11} + S_{21})\Gamma} \quad (2)$$

$$K^2 = - \left\{ \left(\frac{1}{2\pi t} \right) \ln(e^{\gamma_s t}) \right\}^2 \quad (3)$$

$$\epsilon_s = \frac{\lambda_0^2}{\mu_s} \left(\frac{1}{\lambda_c^2} + K^2 \right) \quad (4)$$

시편이 전반사에 가까운 특성을 보이는 경우는 도체로 간주하여 식 (5)를 이용하여 전기전도도를 구할 수 있다.

$$\sigma = 4\pi\mu_0 f \frac{(1 - |S_{11}|^2)^2}{Z_w^2 \left((1 + |S_{11}|^2) - \sqrt{-|S_{11}|^4 + 6|S_{11}|^2 - 1} \right)^2} \quad (5)$$

<표 3>은 CFRP 시편의 탄소섬유 직조방향에 따른 측정 S 파라미터 값과 결과 값에 따른 적절한 알고리즘을 적용하여 계산한 시편의 전기적 특성을 정리한 것이다. 전계 방향에 대해 탄소섬유가 0°, 45°인 경우는 $|S_{11}| \approx 1$ 이고, $|S_{21}|$

<표 3> CFRP 시편의 전기적 특성

	S_{11}	S_{21}	유전율	전기 전도도
0°	0.993 ∠ -179	0.0008 ∠ var	-	12,953
45°	0.988 ∠ 179	0.0006 ∠ var	-	4,385
90°	0.824 ∠ -178	0.189 ∠ -49.5	23.36~j25.91	13.83

≈ 0이어서 투과파의 위상이 계속 변화하는 것을 확인할 수 있었고, 이러한 경우 도체로 간주하여 식 (5)를 적용하였다. 계산 결과, 전계 방향에 대해 탄소섬유가 수직인 경우는 제작한 CFRP가 23.36~j25.91의 높은 손실을 갖는 유전체로 동작하며, 전계방향에 평행하게 탄소섬유를 직조할수록 높은 전기전도도를 갖는 것을 확인하였다.

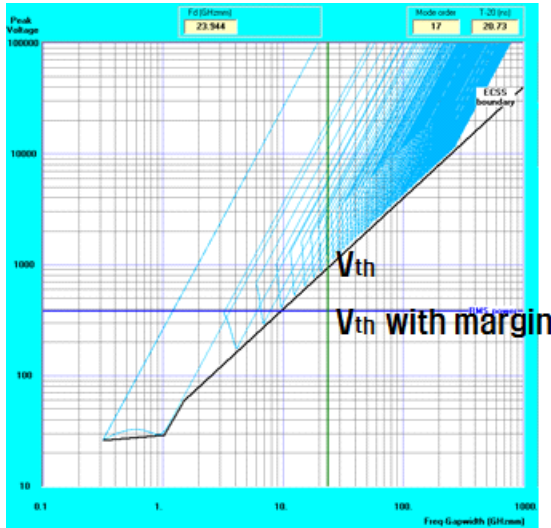
V. 멀티팩터

반사판 안테나의 급전부는 주로 도파관 급전 혼 안테나가 사용된다. 높은 출력이 요구되는 송신 안테나의 경우, 고진공 환경에서 멀티팩터(multipactor) 현상에 민감하다. 멀티팩터 현상은 진공상태에서 전자들의 평균자유행로가 전위차가 발생하는 두 도체벽의 간격보다 큰 조건에서 2차 전자가 생성되어 도체벽에 충돌하여 전자수를 증가시킨다. 멀티팩터는 RF 부품의 성능을 저하시키거나 심한 경우 부품을 파괴하므로 위성안테나에서 이에 대한 분석 및 실험을 통해 충분한 검증이 요구된다.

멀티팩터의 검증은 ECSS-E20-01A 문서에 기반하여 수행되며, 해석하고자 하는 구조에서 가용할 수 있는 전압이 8 dB 이상일 경우, 위성 RF 소자로 사용 가능하다고 할 수 있다.

멀티팩터의 검증 결과는 주파수와 도체벽 사이의 간격의 곱에 따른 가용 최대 전압을 나타내는 Hatch & Williams 그래프를 이용한다. [그림 9]는 X-대역 도파관 안테나의 멀티팩터 검증 결과이며, 8 dB 마진을 고려할 때 386 V 이상의 전압을 수용 가능함을 확인할 수 있다.^[10]

VI. 결 론



[그림 9] 도파관 안테나의 ESA 시뮬레이션 결과

군수뿐만 아니라, 민수 분야에서도 인공위성을 통해 얻은 정보의 활용도가 증가하는 추세에서 위성의 안정적인 임무 수행은 중요한 요소이다. 위성안테나는 위성이 목표 궤도에서 목표의 임무를 수행하는데 있어서 중요한 역할을 갖는 탑재체의 구성요소이다. 본 논문에서는 극한의 우주 환경에서 안정적으로 위성안테나가 동작할 수 있는지를 확인하기 위한 방법들을 정리하였다. 먼저 우주의 고진공, 열 환경에서 안테나가 정상 동작하는지 확인하기 위한 열 진공시험 프로파일 설정과 환경시험이 수행되어야 한다. 또한 고이득 영상 레이다 안테나로 이용되는 반사판 안테나의 경우 큰 부피와 무게 때문에 복합재료가 이용되는 추세이다. 복합재료는 낮은 무게와 높은 강도를 갖지만, 금속에 비해 낮은 전기전도도를 갖는 단점이 있다. 본 논문에서는 CFRP 복합재료의 탄소섬유 직조방향에 따른 전기전도도 도출을 위한 실험 방법, 계산식과 그 결과를 분석하였다. 또한 고진공의 우주환경에서 도체로 이루어진 도파관 안테나에서 발생할 수 있는 멀티팩터현상을 분석하였다. 개발에서부터 발사까지

큰 비용이 소모되는 위성체에서 발사 이후 정상적인 임무 수행을 위해서는 앞으로도 우주환경을 고려한 시험 및 분석이 필요할 것이다.

참 고 문 헌

- [1] G. Maral, M. Bousquet, *Satellite Communications Systems*, John Wiley & Sons LTD, 1986.
- [2] J. R. Wertz, W. J. Larson, *Space Mission Analysis and Design*, Kluwer Academic Publishers, MA, 1991.
- [3] B. N. Agrawal, *Design of Geosynchronous Spacecraft*, Prentice-Hall, NJ, 1986.
- [4] 장영근, 이동호, "인공위성 시스템", 경문사, 1999년.
- [5] 최은철, 윤성식, 이재욱, 이택경, 이우경, 서정기, "위성용 S-band 턴스타일 안테나의 열 진공 환경시험", 한국전자과학기술 하계종합학술대회, 2013년 8월.
- [6] S. D. Guest, S. Pellegrino, "A new concept for solid surface deployable antennas", *Acta Astronautica*, 38(2), pp. 103-113, 1996.
- [7] A. W. Love, "Some highlights in reflector antenna development", *Radio Science*, 11(8-9), pp. 671-684, 1976.
- [8] G. G. Reibaldi, M. C. Bernasconi, "QUASAT program: the ESA reflector", *Acta Astronautica*, 15(3), pp. 181-187, 1987.
- [9] S. S. Yoon, J. W. Lee, T. K. Lee, J. H. Roh, H. I. Kim and D. W. Yi, "Conductivity evaluation of a newly proposed material for a SAR reflector antenna", *JEEES*, 14(3), pp. 293-298, 2014.
- [10] 윤성식, 이재욱, 이택경, "X 대역 위성용 도파관 안테나에 대한 멀티팩터(Multipactor) 연구", 한국전자과학기술 하계종합학술대회, 2013년 8월.

≡ 필자소개 ≡

이 재 욱

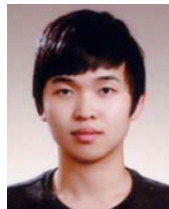


1992년 2월: 한양대학교 전자공학과 (공학사)
1994년 2월: 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 (공학석사)
1998년 2월: 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 (공학박사)
1998년 3월~2004년 2월: 한국전자통신연구원 디지털방송연구단 전파기반연구그룹

2004년 3월~현재: 한국항공대학교 항공전자 및 정보통신공학부 전자 및 항공전자 전공, 부교수/교수

[주 관심분야] 마이크로파 및 밀리미터파 능, 수동 소자 해석 및 설계, EMI/EMC 대책 기술, 고출력 증폭기 및 고출력 안테나 설계, 위성 통신 안테나, 전자장 수치 해석

윤 성 식



2010년 8월: 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학사)
2013년 2월: 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학석사)
2013년 3월~현재: 한국항공대학교 항공전자공학과 박사과정

[주 관심분야] 마이크로파 및 밀리미터파 능, 수동 소자 해석 및 설계, 위성 통신/레이다 안테나