다목적실용위성 5호의 SAR 영상 검 · 보정을 위한 이동형 능동 트랜스폰더 개발

Development of Mobile Active Transponder for KOMPSAT-5 SAR Image Calibration and Validation

박 덕 종 · 염 경 환*

Durk-Jong Park · Kyung-Whan Yeom*

요 약

다목적실용위성 5호는 영상 레이더(SAR: Synthetic Aperture Radar)를 탑재하여 야간이나 구름이 있는 지역에 대해서도 지속적인 영상촬영이 가능하다. 발사 후 초기 운영 시험에서는 SAR 탑재체에 의해 관측된 영상에 대한 기하 및 복사 보정을 수행한다. 이러한 보정은 지표상의 위치 및 RCS(Radar Cross Section)을 알고 있는 보정 장치에서 반사된 SAR 신호에 의해 나타난 영상 픽셀에서의 위치 및 값을 이용하여 처리된다. 이러한 보정을 위해 기존 반사기와 달리 능동 트랜스폰더는 RCS 값을 변경할 수 있으며, 내부 시간 지연 기능에 의해 가상의 위치로 이동하는 효과를 영상에서 나타낼 수 있다. 본 논문에서는 능동 트랜스폰더의 개발에 필요한 요구사항을 도출하여 이로부터 설계, 조립 및 시험결과를 정리하였다.

Abstract

KOMPSAT-5(KOrea Multi-Purpose SATellite-5) has a benefit of continuously conducting its mission in all weather and even night by loading SAR(Synthetic Aperture Radar) payload, which is different from optical sensor of KOMPSAT-2 satellite. During IOT(In-Orbit Test) periods, SAR image calibration should be conducted through ground target of which location and RCS is pre-determined. Differently from the conventional corner reflector, active transponder has a capability to change its internal transfer gain and delay, which allows active transponder to be shown in a pixel of SAR image with very high radiance and virtual location. In this paper, the development of active transponder is presented from design to I&T(Integration and Test).

Key words : KOMPSAT, SAR, Radar, Calibration, Validation

I. 서 론

다목적실용위성 5호는 550 km의 고도에서 28일 재방문 주기의 태양동기를 갖는 저궤도 위성으로써 영상 레이더(SAR: Synthetic Aperture Radar)를 탑재하여 지구관측 영상을 제공한다.

영상 레이더는 전자파를 이용하여 전천후로 넓은 지역의 영상정보를 얻을 수 있는 센서로서, 광 대역 영상에서 고 해상도 영상에 이르기까지 다양한 운용 모드로 사용이 가능함으로 국토관리, 해양감시, 재해감시 등의 민수, 과학 분야뿐만 아니라, 군사용으로 정밀 표적 감시 및 식별용으로 활용되고 있다. 광

한국항공우주연구원 위성지상시스템개발팀(Ground System Development Department, Korea Aerospace Research Institute)

*충남대학교 전파공학과(Department of Radio Science & Engineering, Chungnam National University)

· Manuscript received August 5, 2013 ; Revised November 11, 2013 ; Accepted November 13, 2013. (ID No. 20130805-072)

· Corresponding Author : Kyung-Whan Yeom (e-mail : khyeom@cnu.ac.kr)

학영상과 달리 대상물의 영상을 직접적으로 획득하는 것이 아니라, 방사한 신호가 반사되어 돌아오는 것을 획득하여 어떤 대상물이 레이더의 시선(line of sight)방향으로 어느 정도 거리와 방향에 있는지에 대한 반사 신호의 세기 및 위상으로부터 영상을 생성한다^[1].

위성이 발사된 이후 초기 운영에서는 탑재체의 목적에 맞는 정확하고 견실한 자료를 생성하기 위해 검·보정(calibration & validation) 수행이 필수적이다. 일반적으로 광학영상의 경우 검·보정을 위해 지상에 원형이나 수직/수평라인 등의 보정체를 설치한다. 영상 레이더 위성의 경우는 보정체가 레이더 신호를 반사하도록 하여야 함으로, 특정형태의 반사기를 지상에 설치한다. 인공적인 반사기는 제작 후에 직접적인 측정을 통해 RCS(Radar Cross Section)을 포함한 특성들을 정확히 측정할 수 있다.

한편, 반사기가 설치된 장소의 주변 인공구조물들로부터의 반사 신호들은 검·보정의 정확도를 열화시키는 요인이 된다. 따라서 가능한 인공구조물이 없는 지역을 선정하여야 하며, 또한 RCS를 충분히 높여서 주변 배경 또는 인공구조물과의 변별력을 높이는 것은 검·보정 사이트 환경에 의한 오차를 줄이는데 중요한 요소이다. 이를 위해 반사기는 가능한 넓은 입사각에도 일정한 RCS을 나타내며, 같은 단위면적이라도 높은 RCS을 가지도록 하는 것이 중요하다^[2]. 반사기로써 구형 반사기의 일종인 Luneburg-Lens 반사기는 구형 내부에 입사된 신호의 굴절률을 감소함으로써 입사 방향 반대편에 입사된 신호들이 모이도록 한 후에 금속성 물질을 부착하여 입사된 방향으로 반사가 이루어지게 하는 방식이다. 무지향성 특성을 보이므로 반사기를 위성의 실제 운용궤도를 확인하여 지향하도록 할 필요가 없는 장점은 있으나, RCS가 다른 반사기에 비해 작은 단점이 있다^[3]. RCS을 높이기 위해 많이 사용되는 삼면판 반사기(Trihedral Corner Reflector)는 3면으로 구성된 반사기로써 입사각에 따른 RCS가 달라지는 어려움이 있으며, 검·보정 사이트에 설치된 이후에는 위성의 궤도를 고려하여 해당되는 입사각을 갖는 빔에 대해서만 검·보정을 하게 되는 문제가 존재한다^[4].

따라서 효과적인 검·보정을 수행하기 위해 위성의 궤도에 따른 입사각에 대한 조건이 적어야 하며,

높은 RCS을 나타내는 반사기가 필요하게 되었다.

능동 트랜스폰더는 앞서 설명한 Luneburg-Lens 반사기와 삼면판 반사기와는 달리 내부의 RF 송·수신 회로가 있어서 수신 안테나로부터 입력된 신호를 증폭하여 출력 안테나로 전달하고, 이후 위성으로 전송하는 구조로 되어 있다. 따라서 내부 회로의 이득(gain)에 따라 RCS의 크기를 조절할 수 있다. 또한, 기구적으로 구동 모터를 통해 위성을 지향하도록 함으로써 시야각(FOV: Field Of View)의 확보가 용이함으로 대부분의 위성 궤도에 대해 적용이 가능한 장점이 있다^[5]. 이외에 추가적으로 레이더 신호의 특성 상 신호에 시간 지연(delay)을 인가하게 되면 영상에서 능동 트랜스폰더의 위치가 실제 이동된 것과 동일한 효과가 나타날 수 있다. 이러한 효과에 의해 능동 트랜스폰더를 가상적으로 이동하여 반사 매질의 특성이 균일한 넓은 강이나 호수에 위치하도록 함으로써 검·보정 사이트의 환경에 대한 오차를 줄일 수 있게 된다.

본 논문에서는 다목적실용위성 5호의 SAR 신호 특성을 고려하여 능동 트랜스폰더에서 요구되는 사양을 도출하였고, 이를 만족하기 위한 설계 및 구현을 하였으며, 자체 시험을 통해 기능 및 성능 검증을 수행하였다. 해외 위성과의 연동시험을 통해 시간 지연 효과 및 RCS 정확도에 대한 확인을 하였고, 최종적으로 다목적실용위성 5호의 검·보정을 수행하는데 적합함을 알 수 있었다.

II. 설 계

표 1은 능동 트랜스폰더의 설계를 위해 필요한 주요 요구사항을 정리한 것이다.

능동 트랜스폰더의 중심 주파수와 대역폭, 그리고 입력 전력속 밀도(PFD: Power Flux Density) 범위는 다목적실용위성 5호의 SAR 신호를 수신 및 송신하는데 적합하도록 되어 있다.

RCS는 30~50 dBsm 범위에서 1 dB의 단위로 ± 0.5 dB의 정확도로써 조절 가능해야 한다. RCS의 정확도에 영향을 주는 요소로써 주변온도에 따라 내부 소자의 이득 값의 변화를 보상하기 위해 해당 위성 통과 10분 전에 자체 신호를 이용하여 내부 회로의 이득 변화를 보상하도록 설계되어 있다. 능동 트랜스폰더는 기본적으로 위성 SAR 신호를 수신 받은

표 1. 능동 트랜스폰더의 주요 요구사항

Table 1. Main requirements of active transponder.

항목	요구 값
Center frequency	9.66 GHz
Bandwidth	300 MHz
Input PFD range	-65 ~ -45 dBW/m ²
RCS range	30 ~ 50 dBsm
RCS stability	+/- 0.5 dB
Delay time	80 ns to 16,320 ns
Recording time	60 seconds
Antenna gain	20 dBi
Sidelobe	≤ -20 dB
Mechanical pointing accuracy	0 to +/- 0.3 degrees
Elevation angle	0 to 90 degrees
Azimuth angle	0 to +/- 180 degrees
Time reference	GPS time
Operating temperature	-10 to 50 °C
Supply voltage	24 VDC

후에 설정된 RCS에 따라 정해진 출력이 나가도록 내부 자동 이득 조절(AGC: Auto Gain Control) 기능이 있도록 설계되었다. 이러한 기능 구현을 위해서 위성에서 전달한 SAR 신호에 대해 수신이 감지된 이후에는 입력되는 신호의 크기에 따라 내부 이득을 조절해야 한다. 이 경우 내부 제어회로에서의 처리 시간을 보상하기 위해 최초 펄스가 감지될 경우, 의사(pseudo) 펄스 신호를 바로 전송하고, 두 번째 펄스 신호가 감지될 시점에 처음 수신되어 크기가 보상된 펄스 신호를 전송하도록 구현하였다. 수신 펄스 감지는 제어 보드에서 4 M/sample의 ADC (Analog-to-Digital Converter) 출력 신호를 판별함으로써 수행되며, 200 ms의 단위로 대표 값이 기록된 후 위성 통과 후에 로그 파일로 저장된다.

능동 트랜스폰더의 가상 이동을 위한 지연시간은 80 ns에서 16,320 ns의 구간에 대해 80 ns의 단위로 설정이 가능해야 한다.

해당 위성 통과 중 능동 트랜스폰더의 안테나 지향 방향은 최대의 고각(elevation angle)과 그 시점에서의 방위각(azimuth angle)으로써 결정된다. 따라서 위성 궤도 데이터인 TLE(Two Line Element)로부터 해당 위성 통과 시작 시간, 종료 시간, 최대 고각이

되는 시간 및 그 때의 위성과 능동 트랜스폰더까지의 거리를 계산하도록 구현되어야 한다. 또한, 임의의 장소에 설치된 이후 계산된 방위각으로 안테나의 방향을 변경하기 위해 방위각이 0도인 지점, 즉 진북(true north)을 정확히 찾아야 한다. 이를 위해 능동 트랜스폰더는 GPS 수신기의 지표 정보 및 내부에 장착된 자이로컴퍼스(gyrocompass)에서 측정된 자북(magnetic north) 정보를 이용하여 서로 다른 장소에 이동 설치가 되더라도 위성 통과를 수행할 수 있도록 설계하였다.

위성으로부터 수신 받아 측정된 신호 세기들은 최대 고각을 중심으로 앞뒤로 30 초씩, 총 1 분 동안 저장되어 위성 안테나 패턴을 추정하는데 사용된다. 이동 설치된 후 임의의 위성 통과 경로에 지향이 가능하도록 하기 위해 안테나의 고각은 0도에서 90도까지, 방위각에 대해서는 0도에서 360도까지 변경할 수 있도록 되어 있다.

공급되는 전원의 형태는 220 V의 일반전기를 사용할 수 있으나, 주로 야외에 설치되는 점을 고려하여 일반 자동차 배터리 전원을 활용할 수 있도록 24 Vdc를 인가할 수 있게 설계하였다.

그림 1은 능동 트랜스폰더의 구성을 나타낸 것이다.

능동 트랜스폰더는 안테나 부 시스템(Antenna Subsystem), 신호 송·수신 및 모니터링 부 시스템(Transmission, Reception & Signal Monitoring Subsystem), 제어 및 전원공급 부 시스템(Control & Power Supply Subsystem), 구동 부 시스템(Mechanical Drive Subsystem), 원격 감시제어 부 시스템(Remote M&C Subsystem) 등 5개의 부 시스템으로 구성된다.

위성으로부터 전달 받은 X-대역의 SAR 신호는 안테나 부 시스템의 2개의 선형 편파 수신 안테나를 통해 수신 받고, 신호 송·수신 및 모니터링 부 시스템을 통해 신호 증폭 및 입출력 신호 크기 측정, 내부 시간 지연 인가를 수행한 후에 선형 편파 송신 안테나를 통해 위성으로 전송된다. 입출력 신호 크기 측정은 제어 및 전원 공급 부 시스템을 통해 수행되며, 측정된 결과는 위성 통과 후에 200 μs의 단위로 저장된 후 원격 감시 제어 부 시스템으로 전달된다. 제어 및 전원 공급 부 시스템과 원격 감시 제어 부 시스템 간에는 무선 랜 방식을 적용함으로써 외부 설치 환경에 무관하게 운영자가 편리하게 일반 lap-

그림 1. 능동 트랜스폰더의 구성도
Fig. 1. Block diagram of active transponder.

top PC에 설치된 원격 감시 제어 부 시스템을 통하여 위성 통과에 필요한 능동 트랜스폰더의 구동 및 동작 상태 감시 등을 수행하게 된다. 구동 부 시스템은 기본적으로 방위각과 고각의 구동 모터로 구성되어 있으며, 이들 모터의 구동은 원격 감시 제어 부 시스템으로부터 전달받은 안테나 지향 각도 정보로부터 제어 및 전원 공급 부 시스템에 의해 변환한 모터 제어 신호를 입력 받아 수행된다. 표 1의 요구사항을 만족하도록 능동 트랜스폰더의 송·수신 채널 링크 분석, 지연회로에 의한 효과 분석, 그리고 세부 모듈 구성 설계를 수행하였다.

2-1 송·수신 채널링크 분석

송·수신 채널 링크 분석을 통해서 입력신호의 전력속 밀도(PFD)의 크기, RCS에 따른 출력 신호의 크기 및 송·수신 채널 간의 격리도(isolation)에 대한 요구사항을 도출하였다. 입력 신호의 전력속 밀도의

크기를 결정하기 위해 식 (1)을 이용하여 위성 송신 전력 및 송신 안테나의 이득으로 구성된 위성의 유효등방성 방사 전력(EIRP: Effective Isotropic Radiated Power)을 갖는 레이더 신호가 능동 트랜스폰더의 수신 안테나 전단에 도달할 때의 전력속 밀도를 계산하였다.

$$PFD = \frac{P_t G_t}{4\pi R^2} \quad (1)$$

여기에서 P_t 는 위성 송신 전력, G_t 는 위성 송신 안테나 이득, 그리고 R 은 위성과 능동 트랜스폰더 간의 거리이다. 한편, 위성의 송신과 수신안테나가 동일할 경우 위성에서 수신 받은 신호의 크기는 일반적인 two-way 레이더 식에 의해 식 (2)와 같이 계산된다^[6].

$$P_r = \frac{P_t G_t^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 R^4} \quad (2)$$

여기에서, P_r 은 위성 수신안테나에서 수신 받은 전력, λ 은 레이더 신호주파수에서의 파장 그리고 σ 는 RCS을 나타낸 것이다. 표 2는 RCS가 30 dBsm일 때

표 2. 송·수신 채널 링크 분석 결과(RCS=30 dBsm 가정)

Table 2. Result of Tx/Rx channel link analysis(RCS =30 dBsm, assumed).

항목	SAR 입사 각	
	최대(49도)	최소(18도)
SAR EIRP [dBW]	78.6	
Satellite altitude [km]	550	
Slant range [km]	799.1	574.3
Range loss [dB]	-170.2	-167.3
PDF at active transponder [dBW/m ²]	-53.1	-50.2
Antenna gain at active transponder [dB]	20	
Received power at active transponder [dBW]	-74.2	-71.3
RCS [dBsm]	30	
SAR received power [dBW]	-144.64	-138.89
EIRP at active transponder [dBW]	-17.8	-15.0
Output power at active transponder [dBW]	-37.8	-35.0

의 송·수신 채널 링크 분석 결과를 나타낸 것이다.

다목적실용위성 5호의 SAR 안테나는 입사각(incident angle)에 따른 다양한 빔을 사용한다. 채널 링크 분석에서는 이러한 입사각에 따른 위성 SAR 안테나와 지상 능동 트랜스폰더 간의 거리를 산출한 후에 능동 트랜스폰더의 수신 전력속 밀도를 산출하였다. 그 결과, $-53.1 \sim -50.2$ dBW/m²이 계산되었다. 채널 링크에서 고려된 손실이 최소화 될 경우를 고려하여 능동 트랜스폰더가 감지할 수 있는 상위(upper) 전력속 밀도를 -45 dBW/m²으로 할 경우 능동 트랜스폰더의 신호 크기 검출 범위가 20 dB이므로 감지할 수 있는 가장 하위(lower) 값은 -65 dBW/m²으로 하게 된다.

한편, RCS에 따른 능동 트랜스폰더의 출력 신호 크기는 RCS가 30 dBsm일 때, 안테나 이득을 고려하여 $-35 \sim -37.8$ dBW임을 알 수 있다. 출력 신호의 크기는 RCS에 따라 비례적으로 증가함으로 RCS가 최대인 50 dBsm일 때, 예상되는 최대 출력 신호의 크기는 -15 dBW이고 이때에 95 dB의 격리도 특성을 적용하면 입력 단에서는 -110 dBW가 되므로 입력 신호의 최소 크기인 -74.2 dBW와 비교할 때 약 35 dB 이상의 신호 대 잡음비(SNR, Signal-to-Noise Ratio)를 만족할 수 있게 되므로 신호 검출에 미치는 영향을 거의 무시할 수 있게 된다.

2-2 지연회로에 의한 효과분석

능동 트랜스폰더의 위치를 가상적으로 이동하기 위해 내부적으로 인가하는 시간 지연의 효과를 분석하였다. 그림 2는 위성의 SAR 신호가 입사될 때 표적거리(slant range)와 지상거리(ground distance)를 나타낸 것이다.

SAR 신호에 시간 지연을 하게 되면 능동 트랜스폰더의 위치가 실제로보다 뒤에 있는 효과를 나타낼 수 있다. 시간 지연에 따른 지상거리가 발생하는 효과는 식 (3)과 같다.

$$\tau = \frac{2}{c} D_g \sin(\theta_{inc}) \quad (3)$$

여기에서, τ 는 지연회로에 의해 인가된 시간 지연 값이고, c 는 대기 중의 빛의 속도, D_g 는 지상거리, 그리고 θ_{inc} 는 입사각을 나타낸 것이다. 입사각이 크

그림 2. 입사각에 따른 표적거리와 지상거리와의 관계

Fig. 2. Relation between slant range and ground distance depending on incident angle.

표 3. 지연시간 및 입사각에 따른 지상거리 변화
Table 3. Ground distance vs. delay time and incident angle.

입사각	시간 지연 간격		
	80 ns	320 ns	16,300 ns
18도	38.8	155.3	7,912.2
49도	15.9	63.6	3,239.7

면 동일한 지상 거리를 나타내기 위해서는 더 많은 시간이 걸림을 알 수 있다. 표 3은 입사각에서 인가하는 지연시간에 따른 지상거리를 나타낸 것이다.

지연시간이 동일하다면 입사각과 시간 지연 간격과는 반비례 관계임을 알 수 있다. 따라서 가상 이동 거리를 계산하기 위해서는 입사각을 사전에 확인 할 필요가 있으며, 능동 트랜스폰더에서는 사용자가 입사각과 원하는 이동 거리를 입력하면 자동으로 해당되는 지연시간을 알 수 있도록 구현되어 있다.

2-3 신호 송·수신 모니터링 채널 설계

그림 3은 신호 송·수신 모니터링 채널을 구성하

그림 3. 신호 수신 모듈의 구성도

Fig. 3. Block diagram of signal receiving module.

그림 4. 신호 송신 모듈의 구성도
Fig. 4. Block diagram of signal transmitting module.

는 신호 수신 모듈의 구성을 나타낸 것이다.

수신 모듈은 SAR 신호를 입력 받아서 저잡음 증폭기(AMP1)로 증폭된 후 시간 지연이 필요치 않을 경우, 별도의 중간주파수 신호로 변환되지 않고 그대로 송신 모듈로 인가되나, 만일 시간 지연이 필요할 경우에는 광전변환기의 입력 주파수 대역을 고려하여 7.4 GHz LO_Rx 신호에 의해 2.2 GHz 신호로 하향 변환되어 송신 모듈로 인가한다.

한편, 수신 모듈은 수신된 SAR 신호의 레벨을 측정하기 위해 커플링 신호를 신호 모니터링 모듈로 전달한다.

능동 트랜스폰더 내부의 온도 및 소자들의 성능 저하에 따른 신호 레벨의 측정 오차를 최소화하기 위해 실제 위성 교신 준비 과정에는 신호 발생 모듈에서 생성한 9.66 GHz의 정현파 신호를 송·수신 모듈에 인가한 후에 신호 모니터링 모듈을 통한 채널 보정을 수행한다.

그림 4는 신호 송신 모듈의 구성을 나타낸 것이다.

송신 모듈은 수신 모듈로부터 인가받은 신호에 대해 시간 지연회로를 통과한 신호에 대해서는 상향 주파수 변환을 하거나 또는 시간 지연효과가 없는 신호는 그대로 전달 받은 후 스위치를 통해 대역 통과 필터로 인가된다. 대역 통과 필터에서 송신 주파수 외에 다른 잡음 주파수들을 제거하여 SAR에 방사하기 위한 신호를 안테나로 전달한다. 송신되는 신호의 크기를 측정하기 위해 출력 단에서 커플링된 신호를 기준신호와 함께 신호 모니터링 모듈로 전달한다. RCS 및 기준신호에 따른 레벨 조정은 신호 모니터링 모듈에서 전달되는 제어신호에 의한 디지털 제어 감쇄기(DCA: Digital Control Attenuator)의 감쇄량 변경을 통해 이루어진다.

그림 5는 신호 발생 모듈의 구성을 나타낸 것이다.

신호 발생 모듈은 송·수신 모듈에 있는 주파수

그림 5. 신호 발생 모듈의 구성도
Fig. 5. Block diagram of signal generation module.

그림 6. 신호 모니터링 모듈의 구성도
Fig. 6. Block diagram of signal monitoring module.

변환기의 국부 발진 신호와 신호 레벨 측정에서 사용되는 기준 신호인 9.66 GHz의 정현파 신호를 생성한다. 특히 9.66 GHz의 신호를 생성하기 위한 VCO(Voltage-Controlled Oscillator)를 단일로 구성할 경우, 부품 자체가 매우 고가이므로 7.4 GHz와 2.26 GHz의 PLL(Phase Lock Loop)의 출력 신호를 합성하여 생성하였다. 국부발진 신호와 9.66 GHz 정현파 신호의 coherence를 위해 10 MHz 기준 신호를 분기하여 적용하였다.

그림 6은 신호 모니터링 모듈의 구성을 나타낸 것이다.

송·수신 모듈에서 전달된 모니터링 신호는 FPGA(Field-Programmable Gate Array)에서 신호 레벨을 계산하여 SRAM(Static Random Access Memory)으로 전달한다. 또한, FPGA에서는 입력받은 신호의 레벨을 고려하여 정해진 RCS에 따라 출력 신호를 레벨을 조정하는 데이터를 MCU(Main Control Unit)로 전송하여 DAC(Digital-to-Analog Converter)의 출력을 통해 송·수신 모듈에 있는 디지털 제어 감쇄기(DCA)의 값을 제어하게 된다.

표 4는 신호 송·수신 모니터링 채널을 구성하는 부품 정보를 정리한 것이다.

표 4. 신호 송수신 모니터링 채널 구성 부품

Table 4. Devices of signal receiving, transmitting and monitoring modules.

	부품	제조사번호	제조사	기본 사양
수신 모듈	SW1/ SW2	MSP2TA-18XL	Mini-Circuit	삽입 손실: 0.4 dB 분리도: 70 dB
	SW3	HMC232LP4	Hittite	삽입 손실: 2.7 dB 분리도: 37 dB
	AMP1	CNL09103614	Cernex	이득: 41 dB 잡음지수: 1.4 dB
	DCA1	HMC712LP3CE	Hittite	삽입 손실: 5.5 dB 변경 범위: 4 dB
	CPL1	C6-6	MCLI	6 dB Coupler 삽입 손실: 0.7 dB
	MIX1	SIM-14LH+	Mini-Circuit	변환 손실: 8 dB
	LPF	LFCN-2750	Mini-Circuit	삽입 손실: 1.0 dB
송신 모듈	AMP1	ERA-5SM	Mini-Circuit	이득: 17 dB P1dB: 17 dBm
	MIX1	HMC478MP86	Hittite	변환 손실: 8 dB
	SW1	HMC232LP4	Hittite	삽입 손실: 2.7 dB
	BPF	BP9500A-1100-7CSJ	BL Micro-wave	삽입 손실: 1.0 dB
	DCA1	HMC424LP3	Hittite	조정범위: 24 dB
	AMP2	CNM09103023	Cernex	이득: 30 dB P1 dB: 23 dBm
	CPL1	C6-10	MCLI	10 dB coupler
신호 발생 모듈	SW2	MSP2TA-18XL	Mini-Circuit	삽입 손실: 0.4 dB 격리도: 70 dB
	OCXO	AOCJY-10.000M HZ-F	Abracom Cooperation	출력 전력: 15 dBm
	PWR DIV1	ADP-2-1	Mini-Circuit	삽입 손실: 5.2 dB
	PLL1	HMC764LP6CE	Hittite	출력 전력: 17 dBm
	PLL2	ADF4350BCPZ	Analog Devices	출력 전력: 5 dBm
	PWR DIV2/ PWR DIV3	PS3-4	MCLI	삽입 손실: 6.0 dB
	MIX1	SIM-14LH+	Mini-Circuit	변환 손실: 8 dB
신호	BPF	BP9500A-1100-7CSJ	BL Micro-wave	삽입 손실: 1.0 dB
	AMP1/ AMP2	HMC451LP3	Hittite	이득: 17 dB
	Log detector	ADL5519	Analog Devices	검출 범위: -45 ~ -10 dBm

모 니 터 링 모 듈	ADC	AD9225	Analog Devices	해상도: 12 bits
	FPGA	XC3S1200E-4FG400I	Xilinx	
	MCU	C8051F005	Silicon Lab.	12 bits DAC
	OP AMP	LMV841	National Instrument	
	SRAM	CY7C10612DV33	Cypress	

III. 조립 및 시험

표 1의 상위 레벨 요구사항은 능동 트랜스폰더를 구성하고 있는 각 부 시스템으로 세부적으로 할당이 되어 해당 부 시스템의 제작이 완료된 이후 요구사항을 검증하였다. 표 5는 각 부 시스템별 할당된 요구 사양 및 검증 결과를 나타낸 것이다.

각 부 시스템이 요구사항을 모두 만족하는 것을 검증한 이후 조립 및 전체 통합시험을 수행하였다.

3-1 안테나 패턴 및 격리 특성 측정

그림 7은 송수신 안테나들에 대해 근접 전계 방식으로 측정된 이득 및 반 전력 빔 폭(HPBW: Half-Power Beam Width)을 측정한 것이다.

안테나 이득은 당초 예상한 결과인 20 dB보다 2.5 dB가 높아졌으며, RCS을 맞추기 위해 송·수신 채널 링크 분석을 재수행하여 디지털 제어 감쇄기의 제어를 위한 LUT(Look-Up Table)에 반영하였고, 출력

그림 7. 측정된 안테나 이득 및 반 전력 빔폭
Fig. 7. Measured antenna gain and HPBW.

표 5. 부 시스템 별 할당된 요구사항 및 검증 결과
Table 5. Verification result of requirement allocated at each subsystem.

	항목	요구 사양	개발 내용
안테나 부 시스템	Frequency/Band	9.66 GHz/300 MHz	9.66 GHz/300 MHz
	Isolation between Tx/Rx antenna	-95 dBc min	-100 dBc
	Gain	20 dBi	22.5 dBi
	Side lobe	≤ -20 dB	< -20 dB
신호 송수신 모니터링 부 시스템	Input PFD range	-65 ~ -40 dBW/m ²	-56 ~ -31 dBm (exclude antenna)
	RCS range	30 ~ 50 dBsm	-6 ~ 14 dBm (exclude antenna)
	RCS step	1 dB	1 dB
	RCS stability	± 0.5 dB	± 0.5 dB 이내
	Output S/N	≥ 30 dB	≥ 40 dB
	Maximum time delay	16,300 ns	20,400 ns
	Delay step	80 ns	80 ns
	Recording time	≥ 60 seconds	≥ 60 seconds
원격 감시 제어 부 시스템	Control	Antenna selection, motion, RCS, time delay, scheduling	요구사항 만족함
	Monitoring	Rx/Tx signal logging, motion & operation status, battery status	요구사항 만족함
구동 부 시스템	Azimuth angle	0 to +/- 180 degree	요구사항 만족함
	Elevation angle	0 to 90 degree	요구사항 만족함
	Mechanical pointing accuracy	± 0.3 degree	± 0.2 degree 이내
	Operating temperature	-10 to 50℃	요구사항 만족함

그림 8. 측정된 송·수신 안테나 간 격리 특성
Fig. 8. Measured isolation between Tx and Rx antenna.

신호의 크기를 조정하였다.

안테나의 반 전력 빔폭은 약 16.5도로써 측정이 되었다. 능동 트랜스폰더가 실제 위성과의 교신에서 입사각이 가장 낮은 18도일 경우 안테나의 지향 각 속도가 가장 크다. 위성의 고도인 550 km를 고려하여 지향 각속도를 산출하며 초당 약 0.7도가 됨으로써 표 1에서 나타낸 것처럼 최대 1분 동안의 데이터를 저장할 경우 위성과 시선 방향을 기준으로 전·후 약 11초 동안에는 반 전력 빔폭 내에 위성 SAR 신호의 수신 레벨이 저장될 것이고, 다시 이 기록된 레벨 값에 능동 트랜스폰더의 3 dB 대역 패턴 및 해당 구간에서의 위성과 능동 트랜스폰더 간의 거리 손실을 고려하면 위성 SAR 안테나의 방사 패턴을 추출할 수 있게 된다.

그림 8은 능동 트랜스폰더의 본체에 안테나를 장착하였을 때 측정된 송·수신 안테나 간의 격리 특성을 나타낸 것이다.

능동 트랜스폰더는 기본적으로 수신과 송신 신호가 동일 주파수를 사용함으로 송신 신호가 수신 안테나로 인가될 경우, 격리 특성에 따라 수신 신호 감지 및 레벨 측정 결과에 영향을 줄 수 있다. 앞서 송·수신 채널 링크 분석을 통해 도출된 95 dB의 격리도 요구 특성을 만족하기 위해 송신과 수신 안테나 간격을 2.6 m로 제작하였다. 그 결과, 총 4가지의 송·수신 안테나 조합에 대한 측정 결과가 격리도 요구사항을 모두 만족하고 있음을 알 수 있다.

그림 9. 조립된 능동 트랜스폰더의 신호 대 잡음비 및 RCS 제어 성능 측정을 위한 시험 구성
Fig. 9. Test configuration for the SNR and RCS control performance of integrated active transponder.

3-2 신호 대 잡음비 및 RCS 제어 성능 측정

그림 9는 조립이 완료된 능동 트랜스폰더에 대해 신호 대 잡음비 및 RCS 제어 성능을 측정하기 위해 임의의 시험용 혼 안테나와 연동하여 시험을 수행한 것을 나타낸 것이다.

신호 대 잡음비 측정은 조립된 능동 트랜스폰더에서 안테나와 연결되는 케이블을 분리한 후에 능동 트랜스폰더의 입력에 신호발생기를 연결하고, 능동 트랜스폰더 출력에 스펙트럼 분석기를 연결하여 측정하였다. 그림 10은 RCS가 30 dBsm일 때 측정된

그림 10. 측정된 신호 대 잡음비 특성(RCS 30 dBsm 기준)
Fig. 10. Measured SNR at RCS 30 dBsm.

신호 대 잡음비를 나타낸 것이다.

신호 대 잡음비 측정은 최저 RCS 값인 30 dBsm을 기준으로 하여 수행되었으며, 설계상의 대역폭인 300 MHz를 고려하여 9.66 GHz의 캐리어 신호의 레벨과 9.81 GHz에서의 잡음 레벨의 비로써 측정을 수행하였다. 그 결과, 신호 대 잡음비가 약 43.6 dB이므로 앞서 요구된 30 dB를 만족함을 알 수 있다.

RCS의 제어 성능 측정에서는 그림 9에서 나타낸 것처럼 혼 안테나를 이용하여 시험용 펄스 신호를 능동 트랜스폰더로 송신하면 능동 트랜스폰더에서는 입력 전력속 밀도 조건에 맞는 신호가 입력되고, 이 때 설정된 RCS에 따라 해당 출력 레벨의 신호가 능동 트랜스폰더에서 출력되어 송신 안테나에서 분리된 신호를 통해 스펙트럼 분석기로 입력되어 1 dB 단위로 입력 전력속 밀도가 변동될 때 일정한 출력 신호가 생성되는지를 확인하였다.

표 6은 RCS가 50 dBsm으로 설정하였을 때 수신 안테나의 출력 레벨 범위를 포함하는 -56 dBm에서 -31 dBm까지 1 dB의 간격으로 능동 트랜스폰더와 스펙트럼 분석기에서 측정한 입·출력 레벨을 정리한 것이다.

입력신호 레벨의 경우, 능동 트랜스폰더에서 측정한 값과 스펙트럼 분석기에서 측정한 값의 오차는 0~0.3 dB임을 알 수 있다. 한편, RCS를 50 dBsm으로 설정할 경우 출력 신호 레벨은 14 dBm을 유지해야 하나, 스펙트럼 분석기로 측정한 결과 0.01~0.14 dB의 차이가 있음을 알 수 있다. 이러한 결과로부터 수신 신호 측정의 정확도는 ± 0.3 dB이고, $-65 \sim -45$ dBW/m²의 입력 전력속 밀도에 대한 RCS의 변동은 요구되는 ± 0.5 dB를 만족함을 알 수 있다. 또한, 시간 지연 회로 내부에 있는 광케이블 모듈을 모두 인가한 경우에도 동일한 결과가 측정되었는데, 이는 각 모듈별 정밀 조정된 광 감쇄기와 디지털 제어 감쇄기(DCA)에 의해 광케이블 모듈 길이에 따른 손실 및 광전 변화기 이득에 대한 제어가 가능했기 때문이다.

특히 능동 트랜스폰더의 본체에 따른 불필요한 반사를 최소화하기 위해 혼 안테나의 지향 방향을 본체와 45도 차이를 줌으로서 안테나가 위성을 지향할 때 위성으로 전달된 SAR 신호가 본체에서는 45도와 135도로 기울어진 면을 통해 위성의 방향과는

표 6. RCS가 50 dBsm일 때 측정된 입·출력 레벨
Table 6. In/output level measured at RCS 50 dBsm.

입력 레벨 [dBm]	능동 트랜스폰더 에서 측정된 입력 레벨 [dBm]	능동 트랜스폰더 에서 측정된 출력 레벨 [dBm]	스펙트럼 분석기로 측정된 출력 레벨 [dBm]
-56	-55.8	14	14.04
-55	-54.7	14	14.01
-54	-53.8	14	13.96
-53	-52.7	14	13.94
-52	-51.7	14	13.93
-51	-50.7	14	13.9
-50	-49.8	14	13.92
-49	-48.9	14	13.91
-48	-47.7	14	13.89
-47	-46.9	14	13.89
-46	-45.8	14	13.88
-45	-44.8	14	13.9
-44	-43.9	14	13.88
-43	-42.8	14	13.88
-42	-41.8	14	13.87
-41	-40.8	14	13.86
-40	-39.9	14	13.9
-39	-38.8	14	13.9
-38	-37.9	14	13.9
-37	-36.9	14	13.9
-36	-35.9	14	13.88
-35	-35	14	13.9
-34	-33.9	14	13.9
-33	-33	14	13.89
-32	-31.9	14	13.9
-31	-30.9	14	13.9

다르게 반사되도록 하였다.

3-3 환경시험

환경시험에서는 고온 고습과 저온일 때의 조건으로 하여 입력 신호 모니터링 및 RCS 설정에 따라 출력 신호가 일정하게 출력되는지를 확인하였다. 그림 11은 측정 시설 안에 위치한 능동 트랜스폰더를 나타낸 것이다.

고온고습 시험은 50도의 온도와 습도 90 %의 조

그림 11. 온습도 시험을 위해 시험 시설에 장착된 능동 트랜스폰더

Fig. 11. Active transponder in temperature and humidity test chamber.

건에서 10시간을 유지하면서 3시간 단위로 측정을 하였고, 저온은 -10도의 온도에서 10시간을 유지하면서 3 시간 단위로 측정을 수행하였다. 1차 고온고습 시험에서 RCS가 50 dBsm일 때, 출력 신호가 나오지 않는 문제가 발생되어 확인 결과, 본체 기구 내부에 습기가 발생되어 송신 모듈의 증폭기가 오동작을 한 것이 원인이었다. 문제가 발생된 부품을 교체한 후에 본체 기구의 바닥 면에 방열 팬을 부착함으로써 2차 시험에서는 모든 RCS에 대해 요구되는 성능이 만족됨을 확인하였다.

3-4 독일 TerraSAR-X 위성과의 연동시험

능동 트랜스폰더에 대한 자체 조립 및 시험이 완료된 이후 독일의 TerraSAR-X 위성을 이용하여 영상 상에 나타난 능동 트랜스폰더의 시간 지연 효과와 RCS 정확도를 확인하였다.

시간 지연 효과에 의해 위성이 바라보는 방향에서 더 멀어지는 곳으로 능동 트랜스폰더는 가상 이동을 하므로, 시험 당일 위성 통과는 남에서 북으로 진행하고, SAR 촬영을 위한 위성 지향 방향은 오른쪽이므로 능동 트랜스폰더는 논산 탐정호 주변에서

그림 12. 독일 TerraSAR-X 위성 관측 영상에서 나타난 능동 트랜스폰더의 가상 이동결과
Fig. 12. Virtually moved active transponder in SAR image captured by TerraSAR-X satellite.

오른쪽에 호수가 있는 곳에 설치를 하였다.

그림 12는 시간 지연 효과에 의해 능동 트랜스폰더의 위치가 가상으로 이동된 것을 표시한 SAR 영상이다.

장비의 실제 설치 위치에서 가상 이동위치까지는 290 픽셀의 차이가 있으며, 한 픽셀은 1.35 m이므로 이를 적용하면 가상 이동 거리는 391.5 미터가 된다. 한편, 시험에서 능동 트랜스폰더는 시간 지연을, 1,760 ns로 설정하였고, 이때 지상 이동 예상 거리는 약 393.67 미터이므로 영상에서의 결과와 비교하면 약 2.17 미터의 미약한 차이로 예상되는 이동 거리와 일치함을 알 수 있었다.

RCS 정확도와 관련하여 능동 트랜스폰더에서 설정한 RCS는 45 dBsm이었으나, TerraSAR-X 위성의 영상에서 확인된 RCS는 43.6 dBsm으로써 약 1.4 dB가 작게 나타났다. 이에 대한 원인을 분석한 결과, 본체에서 출력 안테나와 연결해 주는 80 cm의 동축 케이블에 대한 손실인 0.9 dB가 고려되지 않고 출력 신호 레벨이 조절됨을 확인하였다. 이러한 부분은 위성 연동 시험 후 수정 조치를 하여 출력 신호를 모니터링한 후 디지털 제어 감쇄기(DCA)를 조절할 때 동축케이블 손실만큼을 보상하도록 조치하였다. 1.4 dB에서 0.9 dB를 제외한 0.5 dB에 대해서는 가정된 대기 손실의 오차 및 RCS 안정도(stability)에 의한 오차 등이 반영된 것으로 예상되며, 추후 다목적실용

위성 5호 위성을 이용하여 다수의 위성 연동 시험을 통해 통계적으로 레벨 차이에 대해 보정(calibration)을 수행할 예정이다. 이상과 같이 능동 트랜스폰더의 조립 후 지상 시험과 TerraSAR 위성 연동 시험까지의 결과를 통해 표 1에서 요구하는 사양은 모두 만족함을 확인하였다.

IV. 결 론

SAR 위성의 검 · 보정을 효과적으로 수행하기 위해 반사기에서는 설치 주변의 환경에 의한 영향 및 입사각에 의한 영향이 최소가 되도록 구현되어야 한다.

본 논문의 능동 트랜스폰더는 내부의 RF 송 · 수신 회로에 의해서 수신된 SAR 신호가 30~50 dBsm의 범위에서 선택된 RCS를 나타내도록 SAR 신호를 출력하여 위성으로 재전송하는 기능을 탑재하였다. 또한, 임의의 장소에 설치된 이후에는 자동으로 해당 위성 통과 경로를 지향하도록 필요한 안테나 각도를 계산하는 기능이 구현되어 있으므로, 위성 송 · 수신에 주변 환경에 의해 가려지는 부분이 없다면 모든 위성 통과 궤적에 활용이 가능하다. 이외에 내부 시간 지연회로를 이용하여 SAR 영상에서 가상 이동 효과를 얻을 수 있다. 이러한 능동 트랜스폰더의 개발을 위해 다목적실용위성 5호에서 요구되는 사양을 결정하고, 제작 및 조립 후에 다양한 시험을 통해 기능과 성능을 검증하였다. 위성과의 연동하여 시간 지연 효과에 의해 실제 영상에서 미미한 차이로 예상되는 이동거리와 실제 영상에서 나타난 이동거리가 서로 유사함이 확인되었다. 이러한 결과에 따라 본 능동 트랜스폰더는 다목적실용위성 5호 발사 후 검 · 보정으로 활용하기에 적합할 것으로 예상된다.

References

- [1] I. G. Cumming, F. H. Wong, *Digital Processing of Synthetic Aperture Radar Data*, Artech House, pp. 3-8, 2005.
- [2] A. Freeman, "SAR calibration: an overview", *IEEE Trans. Geosci. Remote Sensing.*, vol. 30, no. 6, pp. 1107-1121, Nov. 1992.
- [3] 김정훈, 나성웅, "SAR 위성 검보정을 위한 반사

기 개발", 한국우주과학회지, 26(4), pp. 667-676, 2009년 12월.

- [4] J. C. Curlander, R. N. Mcdonough, *Synthetic Aperture Radar - Systems and Signal Processing*, John Wiley and Sons, pp. 338-340, 1991.

- [5] D. R. Brunfeldt, F. T. Ulaby, "Active reflector for radar calibration", *IEEE Trans. Geosci. Remote Sensing*, vol. 22, no. 2, pp. 165-169, Mar. 1984.

- [6] N. Levanon, *Radar Principles*, John Wiley & Sons, 1988.

박 덕 중

1999년 2월: 충남대학교 전파공학과 (공학사)
2001년 2월: 충남대학교 전파공학과 (공학석사)
2001년 2월~2002년 5월: (주)삼성전자 연구원
2002년 6월~현재: 한국항공우주연구

구원 선임연구원

2012년 2월~현재: 충남대학교 전파공학과 박사과정

[주 관심분야] 초고주파 집적회로설계, 위성통신시스템설계

염 경 환

1976년~1980년: 서울대학교 전자공학과 (공학사)

1980년~1982년: 한국과학기술원 전기 및 전자과 (공학석사)

1982년~1988년: 한국과학기술원 전기 및 전자과 (공학박사)

1988년 3월: 금성전기(주) 소재부품연구소 선임연구원 (MIC팀 팀장)

1990년 3월: 금성전기(주) 소재부품연구소 책임연구원

1991년 5월: 금성정밀(주) 기술연구소 연구1실 책임연구원

1991년 8월: (주)LTI

1995년 10월~현재: 충남대학교 전파공학과 교수

[주 관심분야] 초고주파 능동 회로 및 시스템, MMIC 설계