

헬기 탑재 X-밴드 펄스 도플러 레이다 시험 개발

X-band Pulsed Doppler Radar Development for Helicopter

곽영길 · 최민수 · 배재훈 · 전인평 · 황광연 · 양주열 · 김도현 · 강정완

Young-Kil Kwag · Min-Su Choi · Jae-Hoon Bae · In-Pyung Jeon · Kwang-Yun Hwang ·
Joo-Yoel Yang · Do-Heon Kim · Jung-Wan Kang

요 약

비행체 탑재 레이다는 민군 겸용으로 기상에 관계없이 전천후로 비행체의 안전 항행, 임무 감시, 사격 통제, 충돌 회피, 이착륙 등 비행에 필수적인 항공 전자 장치이다. 본 논문에서는 헬기 탑재 다중 모드 X-밴드 펄스 도플러 레이다 시험 모델의 설계, 제작 및 비행 시험 결과를 제시한다. 레이다 시스템은 안테나부, 송수신부, 신호처리부와 전시부의 4개의 LRU로 구성되며, 개발 기술은 평판 슬롯 배열 안테나, TWTA 송신기, coherent I/Q detector, 디지털 펄스 압축, MTI, DSP 기반 도플러 FFT 필터, 적응 CFAR, 도플러 추정보상 기법, 비행 안정화 및 TWS 추적 처리기를 포함한다. 개발된 레이다 시스템의 설계 성능은 다양한 지상 고정 및 이동 시험과 헬기 탑재 비행 시험을 통하여 이동 비행체 이동 클러터 보상과 MTD 성능을 확인하였다.

Abstract

An airborne radar is an essential aviation electronic system for the aircraft to perform various civil and/or military missions in all weather environments. This paper presents the design, development, and test results of the multi-mode X-band pulsed Doppler radar system test model for helicopter-borne flight test. This radar system consists of 4 LRUs(Line-Replacement Unit), which include antenna unit, transmitter and receiver unit, radar signal & data processing unit and display Unit. The developed core technologies include the planar array antenna, TWTA transmitter, coherent I/Q detector, digital pulse compression, MTI, DSP based Doppler FFT filter, adaptive CFAR, moving clutter compensation, platform motion stabilizer, and tracking capability. The design performance of the developed radar system is verified through various ground fixed and moving vehicle test as well as helicopter-borne field tests including MTD (Moving Target Detector) capability for the Doppler compensation due to the moving platform motion.

Key words : Airborne Radar, Radar System Design, MTD, Doppler Compensation, Radar Flight Test

I. 서 론

비행 탑재 레이다는 비행체의 안전 항행, 주변 탐색 및 감시, 충돌 회피, 이착륙 등 다양한 임무 수행을 위해 필수적인 항공 전자 장치이다. 항공기 시스템에서 항공 전자 장치가 차지하는 비중은 매우 높고 전략적으로 매우 중요하지만 국내 항공기 탑재 레이다 기술은 외국에 전량 의존하여 도입 운용하고 있

는 실정이다. 최근 한국형 다목적 헬기 개발에 대한 관심이 높아짐에 따라, 헬기 탑재 항행 및 감시 레이다 기술 개발의 필요성이 제기되어 산자부 항공 우주 기술 개발 사업의 기초 연구로 헬기 탑재형 도플러 X-밴드 레이다 시험 모델을 개발하게 되었다^{[1],[2]}.

헬기의 비행 특성은 저고도, 저속 비행, 체공 등 비교적 기동이 많은 비행을 하게 되므로 산악 지대와 고층 건물 등 장애물에 대한 충돌 위험이 많아 비

한국항공대학교 항공전자 및 정보통신공학부(RSP Lab, School of Electronics and Telecomm. Eng., Hankuk Aviation University)

· 논문 번호 : 20060526-115

· 수정완료일자 : 2006년 7월 6일

행 전방 장애물 탐지는 물론 목표 지점까지 기상에 관계없는 전천후 항행이 요구된다. 헬기 레이더의 임무는 지상과 공중의 이동 표적 및 장애물 탐지와 추적, 기상 클러터 맵핑, 비행체의 고도와 속도 측정 등을 통하여 헬기 운항 및 이착륙에 필수적인 정보를 제공하는 것이다.

비행체 탐재 레이더는 지상 레이더와 달리 비행체 플랫폼 이동에 의한 지상의 고정된 클러터의 상대 도플러가 발생하며, 클러터의 중심 주파수와 스펙트럼 폭은 비행체의 속도와 고도, 지상 관측 각도 및 방위 탐색 각도 등에 따라 변하는 특성이 있다. 따라서 비행 탐재 레이더의 표적 탐지 성능은 도플러 중심 주파수의 변화에 민감하게 변하게 되며, 레이더의 플랫폼의 이동과 표적에 대한 스캔 빔 각도 때문에 지면 클러터의 스펙트럼의 퍼짐 현상이 발생하게 된다^{[3]~[5]}. Low PRF의 경우 일반적인 비행 탐재 레이더의 기하학적인 구조는 그림 1과 같다.

클러터 스펙트럼 특성은 지면 클러터 패치와 비행 탐재 레이더 플랫폼 사이의 이동 플랫폼 기하 구조에 의해 영향이 크다. 고각이 작을 경우, 안테나의 빔의 주엽 폭은 안테나의 방위 방향의 빔 폭에 의해 결정되고, 방위 방향 빔 폭은 안테나의 개구면에 반 비례한다. 또한 지상 클러터 도플러 스펙트럼 확산 폭은 레이더 플랫폼 이동으로 인한 지면 클러터 패치 중심의 도플러 주파수와 방위각과 고각의 함수로 주어진다. 안테나 빔 폭 내에 존재하는 많은 클러터 성분으로 인하여 발생하는 클러터 스펙트럼 퍼짐은 방위 각도에 따라 변화하며 퍼짐 현상은 플랫폼의 이

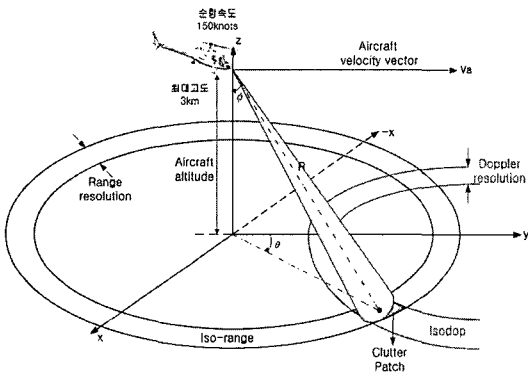


그림 1. 지면 클러터 패치의 기하학적 구조
Fig. 1. The ground clutter geometry of airborne radar.

동 방향과 직교 방향에서 최대가 된다. 클러터 스펙트럼 퍼짐의 확대는 MTI 개선지수를 제한시킬 수 있다. 최근 헬기 탐재 레이더는 보다 정밀한 표적 정보 획득을 위하여 마그네트론을 사용한 난 코히어런트 방식에서 TWT(Traveling Wave Tube) 또는 반도체 송신기를 사용한 코히어런트 방식을 사용하는 추세이다.

본 논문에서는 X-밴드의 코히어런트 방식의 헬기 탐재 펄스 도플러 MTD(Moving Target Detector)의 시험 모델의 설계, 제작 및 시험 결과를 제시하고 특히 지상 고정 시험, look-down 시험, 차량 이동 시험과 헬기 탐재 비행 시험 등의 다양한 시험 시나리오를 수행함으로써 비행체 플랫폼 이동으로 인한 클러터 도플러를 측정하고 비교 분석하였다.

II. 레이더 시스템 설계

비행체 탐재 레이더 시스템의 설계는 최신 헬기 탐재 레이더를 벤치마킹하여 설계 파라미터를 정립하고 성능 분석을 통하여 설계 사양을 도출하였다. 본 레이더 시스템은 최신 코히어런트 방식의 펄스 도플러 기법을 적용하여 공중 이동 표적을 탐지하고 추적하는 기능을 가지고 있으며, 탐지 거리는 다중 모드 방식을 사용하여 임무에 따라 PRF(Pulse Repetition Frequency)와 펄스폭을 조정하여, 단거리 이착륙 모드에서 7.5 km, 중거리 항행 및 표적 탐지 추적용으로 30 km, 장거리 기상 탐색용으로 75 km 이상 탐지 가능하도록 설계하였다.

레이더 주파수는 국제적으로 항행용으로 할당된 X-밴드를 사용하며, 단위 펄스 신호 대역폭은 10 MHz 간격으로 21개의 채널을 최대 200 MHz로 확장

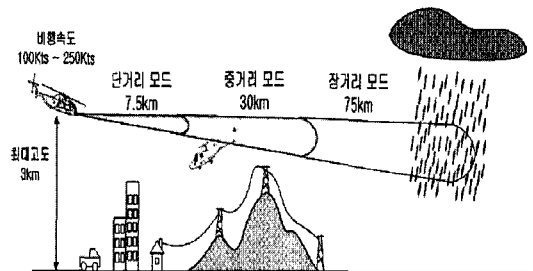


그림 2. 헬기 탐재 레이더 설계 및 운용 개념
Fig. 2. Radar system design and operation concept.

하여 전자파 재밍에 대응한 ECCM(Electronic Counter-Counter Measure) 기능을 구현하였다. 안테나는 평판 배열 슬롯 안테나를 적용하고 탐색 범위는 방위 각 방향으로 360도 또는 섹터 스캔이 가능하며, 고도 방향으로 상향 및 하향 빔 조향이 가능하도록 설계하였다. 송신기는 8 kW급 코히어런트 TWT를 사용하고 수신기는 이단 복조 수퍼 헤테로다인 방식을 사용하였다. 정밀한 위상의 연속성을 갖는 주파수를 제공하기 위한 주파수 합성기는 디지털 방식으로 신호를 발생하고 주파수 변조 방식의 칩 신호를 발생시켜 디지털 펄스 압축 방식을 사용하였다. 레이더 신호 처리기는 최신 고성능의 DSP(Digital Signal Processor)를 적용하여 디지털 펄스 압축, MTI 필터, MTD 도플러 필터 뱅크, CFAR(Constant False Alarm Rate) 탐지기와 TWS 추적 기능을 가지고 있다. 방위 방향의 안테나 빔 드웰 시간 동안 두 개의 CPI(Coherent Processing Interval) 단위로 16개의 펄스를 누적하여 FFT를 수행하여 표적을 탐지한다. 헬기 탑재 레이더 시스템의 주요 사양은 다음 표 1과 같다.

헬기 탑재 레이더 시스템은 소형, 경량, 저 전력의 개념으로 설계하며, 탑재 공간 활용의 용이성과 고장 수리 및 이동이 용이하도록 4개의 LRU(Line Replacement Unit)로 구성된다. 안테나(ANTU), 송수신기(TRA), 레이더 신호 및 데이터 처리기(RSDU), 전시

표 1. 헬기 탑재 레이더 시스템 주요 사양
Table 1. Airborne radar system parameter.

항목	사양
동작 주파수	X-밴드(9.38 GHz)
탐지 거리	7.5 km / 30 km / 75 km(다중 모드)
대상 표적	지상/공중 이동 표적 및 탐색
운용 모드	이 · 착륙 / 항행 / 기상
PRF 주파수	5 kHz / 2 kHz / 1 kHz
펄스폭	0.1 usec / 6.4 usec / 6.4 usec
펄스 압축	LFM 방식: 2.5 MHz(압축비: 16)
탐지 확률	90 % for SW1, RCS 2(m ²)
거리 분해능	15 m(PRF 5 kHz) / 60 m(PRF 2 kHz)
안테나 이득	32 dBi
빔 폭	3°(수평) / 7°(수직)
스캔 범위	수평: 360°/120°, 고도: +20°/-80°
스캔 속도	30 rpm

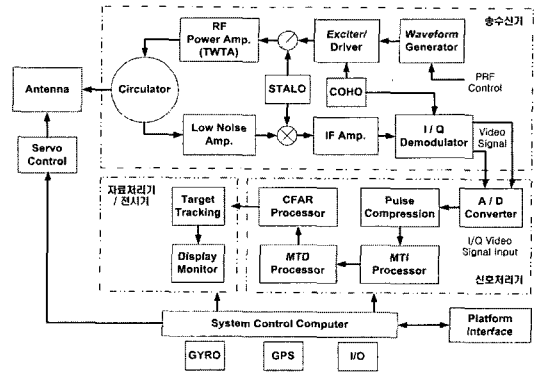


그림 3. 헬기 탑재 레이더 시스템 구성도
Fig. 3. Block diagram of airborne radar system.

기(DISU)의 네 개 장치로 구성되며, 구성된 각각의 장치에는 부 체계별 조립체(assembly)와 모듈로 구성된다. 헬기 탑재 레이더 시스템의 구성도는 그림 3과 같다.

시스템의 전체적인 통제 제어는 중앙 처리 방식으로 SCM(System Control Module)이 모두 관장하며, TRU의 제어는 TCM이 SCM의 명령을 받아 동작 모드별로 별도로 수행한다.

III. 레이더 부체계 구성품 제작

비행체 탑재 레이더 시스템의 각 구성품별 제작을 위하여 LRU 단위로 소형, 경량의 구조 설계를 바탕으로 안테나, 송수신기, 송신 출력 증폭기, 레이더 신호 처리기 및 전시기로 나누어 concurrent Engineering 방식으로 수행되었다. 레이더 시스템의 구성품별 제작 형상은 다음 그림 4와 같다.

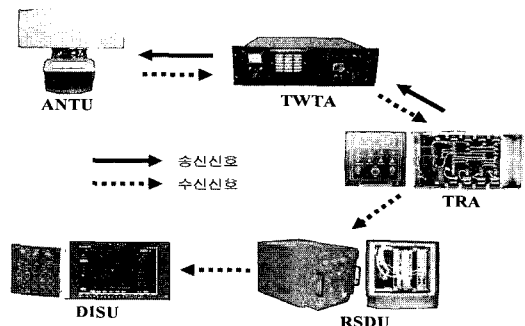


그림 4. 헬기 탑재 레이더 시스템 제작 형상
Fig. 4. Helicopter radar system configuration.

표 2. 안테나 설계 제작 사양

Table 2. Antenna parameter and test result.

항목	설계 사양	제작 시험 결과
정재파비	1.5:1 이하	1.5:1
빔 폭	수평	3°±0.1°
	수직	7°±0.5°
이득	32±0.5 dBi	32.2 dBi
편파	Horizontal	Horizontal
부엽 레벨	수평	-30 dBc 이하
	수직	-25 dBc 이하
전력	Peak 10 kW 이상	Peak 10 kW 이상
급전 방식	Waveguide(WR-90)	Waveguide(WR-90)
크기	79 cm×35 cm	78.4 cm×32.4 cm

3-1 안테나 및 구동 장치 설계 제작

안테나부는 안테나 조립체(ANTA)와 안테나의 위치와 자세를 제어하는 모터 구동부(PDSA)로 구성되어 있다. 레이더 안테나는 비행체 탑재를 고려하여 소형, 경량으로 높은 이득과 낮은 부엽 레벨을 갖는 평판 슬롯 배열 안테나를 사용하였다. 안테나부의 제작 사양과 시험 결과는 표 2와 같다.

안테나의 제작 구성은 그림 5와 같이 다섯 개의 층으로 구성되며, 첫 번째 층은 도파관과 송수신 신호를 연결하고, 두 번째 층은 도파관과 전력 분배기 간의 덮개 층이고, 세 번째는 1:3 전력 분배기 층, 네 번째는 1:10 전력 분배기, 다섯 번째는 공간 신호 방사 층이다. 안테나 제작 패턴 측정 결과는 그림 6과 같이 고도 빔은 7도, 방위 빔은 3도의 빔 폭을 확인

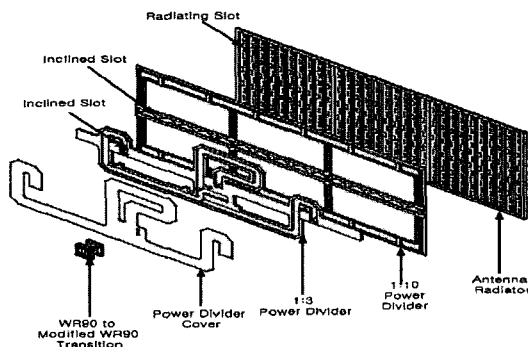


그림 5. 안테나 패널 제작 구성도
Fig. 5. Structure of antenna panel.

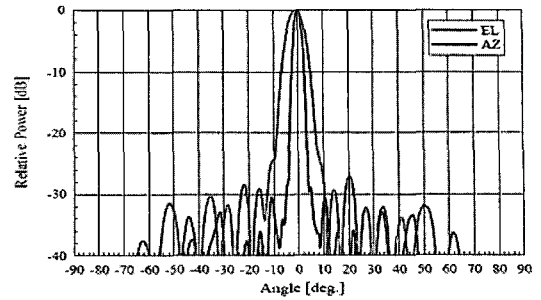


그림 6. 안테나 패턴 측정 결과
Fig. 6. Measured antenna pattern.

할 수 있으며, 부엽 레벨은 수평 -30.5 dBc, 수직 -27.1 dBc로 설계 사양을 만족하였다.

안테나 구동부는 2축 김발을 사용하여 고각 방향으로 +20도 ~ -80도 및 방위각 방향으로 360도 또는 섹터 스캔이 가능하도록 설계 제작되었다. PDSA는 안테나의 Pitch 및 Yaw 방향으로 원활한 제어를 위하여 정밀한 DC 모터를 사용하고, 전파를 송수신기에 신호 감쇄 없이 전달하기 위한 로터리 조인트를 사용하였다. 헬기의 자세 운동과 관련된 운동 방정식을 도출하여 회전 운동에 대한 자세 안정화 보정이 이루어지도록 하였다. 안정화된 안테나의 각속도는 Dwell time 동안 수신된 펄스 개수와 안테나의 빔 폭과 관련되어 안정화된 안테나 방위각 속도를 유지하기 위해서 제어기는 위상 보상기 및 PID 컨트롤러로 구성하였다.

3-2 송수신기 설계 제작

송수신부(TRU)는 상향 변환하여 생성한 X-Band 대역(9.38±0.1 GHz)의 레이더 송신 신호를 고풍력 증폭을 하여 안테나를 통해 송신하고, 수신된 신호는 하향 변환 및 복조의 이단 복조 수퍼 헤테로다인 방식을 적용한 후 신호 처리기로 전송된다. TRU는 송수신기 조립체(TRA)와 진행파관 조립체(TWTA) 등의 세부 모듈별로 구성되며 그림 7과 같고, 송수신기 조립체의 설계 제작 사양은 표 3과 같다.

LNA에서 저잡음 증폭된 수신 신호를 입력으로 IF 신호로 하향 변환하여 I/Q 신호로 복조한다. TRA 기구 장치는 ATR(Airborne Transport Rack) 장치로서 airborne 환경을 고려하여 소형·경량으로 설계 제작되

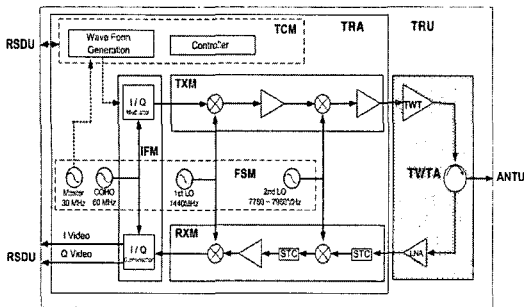


그림 7. TRU 구성도
Fig. 7. Tx & Rx unit block diagram.

표 3. 송수신기 설계 사양
Table 3. TRA design parameter.

구분	모드별 사양			Unit
	Short	Medium	Weather	
Transmitter type	Double Conversion Super Heterodyne			
Output power	10±0.5			[dBm]
Frequency band	9.380±0.1			[GHz]
Pulse width	0.1	6.4(LFM)	6.4(LFM)	[us]
PRF	5,000	2,000	1,000	[Hz]
No of channel	20 [EA], Step: 10 [MHz]			[EA]
Receiver type	Double Conversion Super Heterodyne			
Noise figure	3.2			[dB]
Bandwidth	12	2.5	1.5	[MHz]
Receiver gain	75	81	84	[dB]
STC range	100 [dB], 100 [us]			
Power supply	DC 28 [V], 135 [W]			

었다. TWTA는 TRA에서 전송된 X-밴드의 송신 신호를 높은 이득과 출력으로 증폭하여 안테나로 전송한다. 수신된 신호는 서큘레이터의 수신 경로를 통하여 리미터를 통과 후 저 잡음 증폭기를 통해 증폭되어 TRA의 수신부에 전송된다.

운용 모드에 따라 단거리 모드에서는 펄스폭을 0.1 us에서 거리 해상도 15 m, 중거리 모드에서는 압축 펄스 폭을 0.4 us에서 확장 펄스 폭 6.4 us의 선형 FM 칩 변조 방식으로 16:1 펄스 압축을 구현하였다. PRF도 드웰 시간의 펄스 수에 따라 가변되도록 하였다. Linear FM 칩 신호 발생은 DDS(Direct Digital

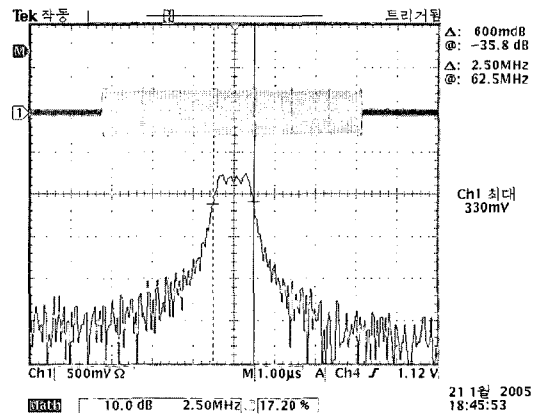


그림 8. 중거리 모드 칩 신호 파형
Fig. 8. Chirp waveform (medium mode).

Synthesis) 칩(Analog Device AD9854)을 이용하여 2.5 MHz 대역폭으로 6.4 us 확장 펄스 폭 동안 up-Chirp을 발생하도록 하였다. 그림 8은 중거리 모드에서 펄스폭 6.4 us 동안 칩 신호를 발생하여 16:1 펄스 압축을 위한 확장 펄스를 나타내며 송신 출력관을 통과한 신호 파형과 주파수 스펙트럼 측정 결과는 설계 사양을 만족함을 확인하였다.

주파수 합성기 모듈은 기준 주파수로 OCXO (Oven-Controlled Crystal Oscillator)에서 발생하는 주파수를 이용하여 체배 및 분주하여 레이다 전체 시스템을 동기시킨다. 마스터 클럭은 30 MHz, COHO는 60 MHz, 1차 LO는 1,440 MHz, 2차 LO는 7,780~7,980 MHz를 발생한다. 특히 ECCM 등의 목적으로 주파수 기민성(frequency agility) 용도로 200 MHz의 대역폭으로 10 MHz의 단위 대역폭으로 20 채널을 갖고 있다. 위상 잡음 성능은 비교적 우수하며 1 kHz에서 -92 dBc/Hz이며 10 kHz에서 -110 dBc/Hz이며 주파수 안정도는 10^{-8} 이다.

3-3 레이다 신호처리부 설계 제작

레이다 신호처리부는 아날로그 수신 신호를 디지털 신호로 변환하여 각종 알고리즘을 통해 표적을 탐지, 추적하여 시스템 전체를 통제하는 기능을 수행하며 구성도는 그림 9와 같이 ADC, 신호 처리기, 자료 처리기, 전시기로 구성된다. 레이다 시스템 사양 및 목표 성능 요구 조건에 부합되는 신호 처리부의 설계 제작 사양은 다음 표 4와 같이 도플러 필터

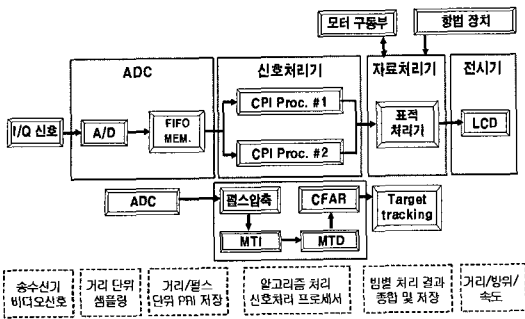


그림 9. 레이더 신호 및 자료 처리기 구성
Fig. 9. RSDU block diagram.

표 4. 신호 및 자료 처리기 설계 사양
Table 4. RSDU design parameter.

내용	요구 조건
PRF	5 kHz / 2 kHz / 1 kHz
Pulse width	0.1 us / 6.4 us / 6.4 us
탐지 거리	7.5 km / 30 km / 75 km
거리 분해능	15 m (PRF 5 kHz) 60 m (PRF 2 kHz)
펄스 압축	LFM, 16:1 (디지털 방식)
Range cell	500 cell
Dwell time	16 ms
MTD	16 Doppler Bank
CPI	2
False alarm	10E-6
표적 추적	20개 (TWS)

뱅크를 갖는 최신 펄스 도플러 방식의 MTD 기능을 갖는다⁶⁾.

레이더 신호 처리기는 수신기에서 I/Q 복조된 아날로그 신호를 10 MHz의 샘플링 속도로 디지털 신호로 변환하여 각종 레이더 신호 처리 알고리즘을 통해 표적을 탐지하고 추적하며 시스템 전체를 통제하는 기능을 수행한다. 신호 처리기(RSPA)에서는 디지털 데이터로 샘플링하여 펄스 압축, MTI, DFB, CFAR 알고리즘을 수행하고 탐지된 표적 정보를 자료 처리기(RDPA)에 보낸다. 자료 처리기는 인터페이스를 통해서 외부 장치를 통제하고 표적 추적 및 운용자에게 필요한 정보를 전시기에 보내준다.

레이더 신호처리부 제작 결과는 그림 10과 같이 레이더 신호 처리기(RSPA)와 자료 처리기(RSDA)로 구성된다. 신호 처리기는 DSPM(Digital Signal Proce-

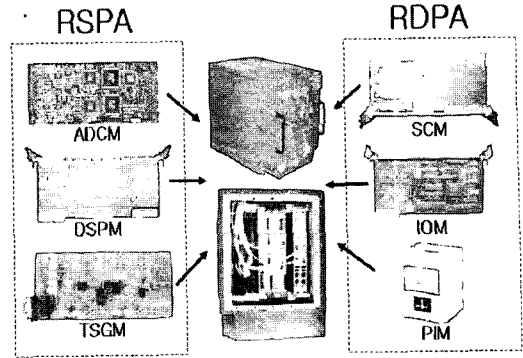


그림 10. 레이더 신호 및 자료 처리기 형상
Fig. 10. RSDU module.

ssing), ADCM(Analog-to-Digital Converter), 그리고 TSGM(Timing Signal Generation Module)으로 구성되어 있다. DSPM은 신호 처리의 펄스 압축 및 DFB와 CFAR 알고리즘을 처리하는 핵심 모듈이며 DSP 칩은 TMS320C6701을 탑재한 C-PCI 버스의 DSP 보드를 선정하여 알고리즘 처리를 담당하게 하였다. DSP 신호 처리 보드는 한 CPI 동안 펄스를 받아서 모든 거리 셀 별로 연산을 수행하도록 1G FLOP DSP 2개를 병렬로 사용하였다. 각각의 모듈은 디지털 모듈러 개념을 도입하여 시스템의 확장, 알고리즘의 추가 및 계산 속도의 향상을 위해 다수의 DSP를 확장하도록 유연성 있게 제작하였다. 표 5는 DSPM 제작 사양이다.

ADCM은 ADC단은 아날로그-디지털 신호 변환기로 신호를 샘플링하여 연장 커넥터의 I/O 버스를 통

표 5. 레이더 신호 처리 DSP 설계 사양
Table 5. DSP design parameter.

구분	내용
CPU	TMS320C6701(32 Bit), 167 MHz Clock
성능	1G FLOPS
버스	C-PCI 버스
데이터 전송 속도	132M/sec
디지털 I/O	32 Bit 디지털 I/O 포트, 80 M/sec 512x16 FIFO 포트
타이머/카운터	내부 32 Bit 타이머, 16 Bit 카운터/타이머
ADC 샘플링 rate	10 MHz 12 bits
ADC 메모리 용량	8 k bytex4

해 DSP 보드로 데이터 전송한다. H/W적으로 입력시저 왜곡 필터와 증폭기를 거쳐서 신호 크기와 오프셋 조정할 수 있다. 샘플링 한 데이터 전송시에는 8K 데이터(16 Bit) 크기의 FIFO 메모리를 버퍼로 사용하며 DSP 내부 메모리로 DMA(Direct Memory Access) 방식이 가능하다. I/Q 비디오 신호의 신호처리는 두 개의 CPI(Coherent Processing Interval)로 분류되어 각 CPI 당 한 쌍의 ADC와 DSPM 모듈이 처리하고 있다. TSGM은 송수신에서 전달된 I/Q 비디오 신호를 두 개의 DSPM에 스위칭하여 전달하는 역할을 담당하고 있다.

자료 처리기는 SCM(System Control Module)과 IOM(Input Output Module), 그리고 PIM(Platform Interface Module)으로 구성되어 있다. SCM은 시스템 전체를 통제하는 역할을 하며 1.7 GHz의 Pentium4 프로세서를 사용하였다. IOM은 PDSA의 엔코더 값을 실시간으로 SCM 내부로 가져오기 위해 사용한다. 엔코더 값은 표적 각도 정보의 정확도에 직결되므로 직렬 버스를 사용하는 다른 구성품과 달리 시스템 버스를 사용하여 데이터를 전송하여 각도 오차 범위를 최소화한다. PIM은 SCM에서 레이더를 탑재한 비행체의 위치, 속도 및 자세 정보를 획득하기 위해 사용한다. 데이터의 정확도와 신뢰도 측면에서 BEI사의 C-MIGITS를 RDPA의 PIM으로써 사용하였다. C-MIGITS는 GPS와 IMU(Inertial Measurement Unit)가 함께 내장되어 있으며 IMU에서 생기는 Drift를 시간당 5도 이하로 유지할 수 있도록 하였다. 레이더 전시기는 각종 알고리즘 처리의 결과를 전시하는 기능과 운용자의 선택 사항을 받아들이고 출력하는 디스플레이 컨트롤을 패널로 구성되어 있다.

3.4 레이더 신호 발생 및 자료 수집 분석 장치

레이더 시스템 기능과 성능 확인을 위한 통합 시험과 실시간 비행 시험을 위하여 레이더 모의 신호 발생 장치와 실시간 레이더 신호 수집 저장 및 분석 장치(RDAQ)를 개발하였다. 구성도는 그림 11과 같다.

실시간 모의 신호를 발생하는 장치는 임의의 파형과 펄스 폭 및 주기를 프로그램으로 가변할 수 있도록 하고 디지털 신호로 발생한 파형은 실시간 ADC 입력 신호로 변환하기 위하여 DAC를 이용하여 아

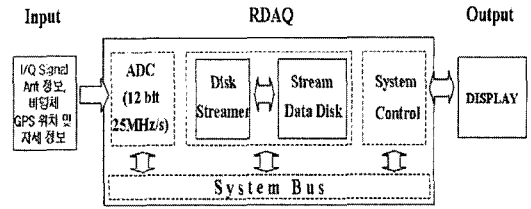


그림 11. 레이더 신호 수집 및 분석장치 구성도
Fig. 11. Radar data acquisition system(RDAQ).

날로그 신호로 변환하였다. 발생 장치는 NI사 AWG 보드와 PXI embedded controller를 사용하였다. 프로그램은 시뮬레이션 환경이 좋은 lab view 소프트웨어로 개발하였다. 모의 신호 발생 장치를 이용하여 레이더 신호 처리 알고리즘을 단계별로 검증하고, 이를 실제 DSP 프로세서를 이용하여 알고리즘을 개발하였다.

레이더 신호 수집 및 분석 장치는 고속으로 들어오는 아날로그 레이더 신호를 실시간으로 샘플링하여 대용량 디지털 저장 장치에 실시간으로 저장하여 사후에 실험실 테스트베드에서 신호를 복원하여 성능을 분석하는 장치이다. 구성도는 ADC 모듈, disk streamer 모듈, stream data disk 모듈, 시스템 제어 모듈로 되어 있다⁶⁾.

입력 인터페이스 신호는 아날로그 입력 I/Q Raw 신호를 12 bit 25 MHz까지 샘플링하는 ADC와 PRF 동기 신호, 안테나 각도 정보와 비행체의 GPS 위치 및 자세 정보가 있다. 실시간 고속 자료 저장 방식은 DMA 방식과 유사한 disk streaming 방식으로 초당 90 Mbps 이상의 속도를 메인 보드 버퍼를 거치지 않고 직접 640 Gbyte 용량의 하드 디스크에 저장하도록 하였다.

IV. 레이더 이동 클러터 추정 보상

레이더 플랫폼이 이동하므로 야기되는 이동 클러터 도플러 스펙트럼의 추정은 비행체 탑재 레이더의 표적 탐지를 위하여 매우 중요하다. TACCAR(Time Averaged Clutter Coherent Airborne Radar) 알고리즘의 기본 메카니즘은 Clutter-Lock MTI 기법을 이용하며, 이것은 특정시간 간격 동안의 클러터 도플러 주파수 변위를 추정함으로써 레이더 플랫폼 이동을 보

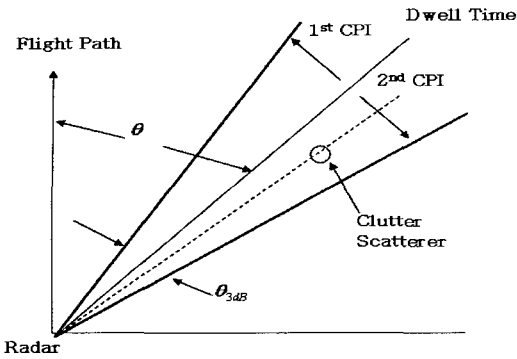


그림 12. 도플러 빔 처리 단위
Fig. 12. Doppler beam processing unit.

상하기 위함이다. 이 알고리즘은 일정 시간 간격 동안에 레이다 송수신기에서 도플러 주파수를 변위시킴으로써 보상한다. 그러나 이 방법은 도플러 추정을 위한 시간 지연이 필수적이다.

헬기 탑재 펄스 도플러 레이다 시스템에서 레이다 플랫폼 이동에 따른 클러터 도플러 이동에 대하여 실시간 추정 보상 기법을 제안하였다. 제안된 기법은 빔 드웰 타임 블록 처리를 사용하는 clutter-lock 코히어런트 MTD 기법을 적용하였으며 기존의 clutter-lock MTI 기법(TACCAR)의 문제점을 보완한 AMDOC(Adaptive Moving Clutter Doppler Compensation) 방법이다^[7]. 제안된 새로운 알고리즘은 펄스 도플러 레이다 처리에서 드웰 타임의 안테나 빔은 CPI(Coherent Processing Interval) 동안에 코히어런트 integration을 처리하기 위해 그림 12와 같이 몇 개의 작은 빔 폭으로 나눈다.

각 드웰 타임 동안에 FFT 처리에 의한 도플러 주파수 추출을 위해 많은 펄스들이 누적된다. 수집된 레이다 데이터에 대해 실시간으로 레이다 신호 처리기에서는 FFT를 거쳐 도플러 이동 스펙트럼을 추정하게 된다. 그림 13에서 보는 것과 같이 멀티 버퍼와 멀티 처리기 구조를 사용하며, 첫 번째 CPI 동안에 도플러 주파수를 추정하고, 추정된 도플러 주파수는 MTD 프로세서에서 원하는 표적 탐지를 위하여 2번째 CPI에 있는 도플러 주파수를 보상하게 된다.

첫 번째 CPI 채널로부터 추정된 도플러 주파수를 추출하고, 추정된 도플러 주파수는 2번째 CPI 채널에서 클러터 도플러 주파수를 제거하기 위하여 사용

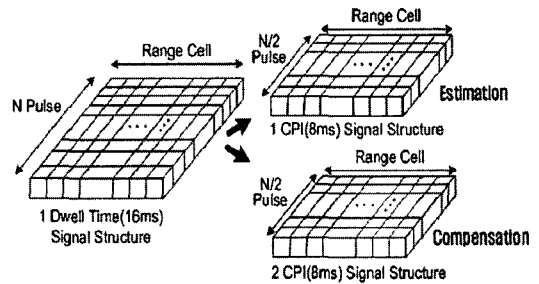


그림 13. AMDOC 알고리즘의 구조
Fig. 13. AMDOC algorithm structure.

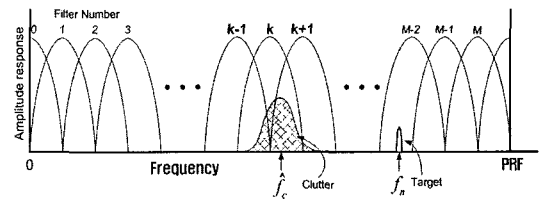


그림 14. AMDOC 추정에 의한 이동 클러터 제거
Fig. 14. Moving clutter rejection by AMDOC.

된다. 도플러 필터 뱅크의 모든 스펙트럼 성분은 디지털 필터 뱅크 도메인에서 추정된 도플러 주파수만큼 이동 보상하게 된다. 결국 표적의 도플러는 보상된 스펙트럼 도메인에서 얻어지게 된다. 도플러 추정 보상에 대한 AMDOC 알고리즘의 개념도는 그림 14와 같다.

레이다 플랫폼 이동으로 인한 도플러 이동 클러터 신호와 표적신호는 첫 번째 CPI에 나타나며, 이동 도플러 주파수의 추정은 실시간으로 매 거리 셀 단위로 FFT 알고리즘에 의해 수행되어진다.

V. 레이다 비행 시험 및 성능 분석

헬기 탑재 레이다 제작 후 기능 시험과 통합 시험을 거친 후 최종 성능 시험은 4단계로 나누어 7개월간 수행되었다. 지상 시험은 외부 시험 환경에 적합하도록 지상 차량 밴을 개조하여 레이다를 그림 15와 같이 장착하였고 1단계 지상 고정 시험, 2단계 look down 시험, 3단계 지상 이동 시험, 4단계로 헬기 탑재 비행 시험 등으로 단계적으로 수행되었다. 수집된 레이다 신호는 실험실 테스트 베드에서 신호를 분석하여 성능을 확인하였다.

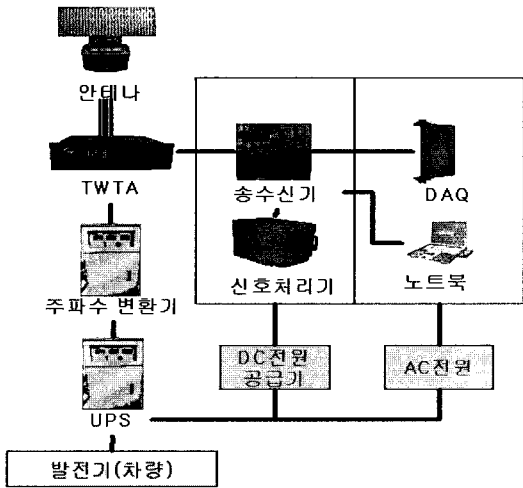


그림 15. 차량 탑재 레이더 시험 구성도
Fig. 15. Installation for radar field test.

5-1 지상고정 시험

지상 고정 시험을 통하여 레이더의 모드별 탐지 거리, 거리 및 방위 해상도, 고정 표적 탐지 성능, 이동 표적 탐지 성능, 클러터 맵 전시 성능, 표적 추적 기능 등을 시험하였다. 레이더 고정 시험 위치는 한국항공대학교를 중심으로 남서 방향에 전방으로 약 120도로 개활지가 있으며 4 km 부근에 RCS가 고정 금속 반사체인 철재로 된 방화대교가 위치해 있어 거리 및 해상도 시험을 위한 지상 고정 표적으로 적합하였다. 또한 이동 표적 탐지 시험을 위해 시험 위치에는 남서 방향으로 약 15 km 근방에 김포공항과 40 km 근방에는 인천국제 공항이 위치하고 있어, RCS가 큰 비행체 표적 신호 획득에 용이하였다. 그림 15는 차량 탑재 레이더 구성도이며, 그림 16은 테스트 사이트인 한국항공대학교의 위치와 시험에 사용한 밴 차량의 모습이다.

지상 고정 시험의 기준 표적은 방화대교를 기점으로 시험 탐지한 결과, 그림 17과 같이 시험 장소에서 4.1 km 떨어져 위치한 RCS가 큰 철재로 된 방화대교를 기준 표적으로 탐지할 수 있었다. 또한 레이더 주변 클러터 맵을 그림 18과 같이 전시하여 표적의 위치와 주변 반사 신호의 크기를 비교하였다.

이동 항공기 표적 신호 탐지는 레이더 시험 위치에서 고각을 10도로 위로 올리고 30 RPM으로 스캔하여 탐지하였다. 그림 19는 인천공항 근처 방위

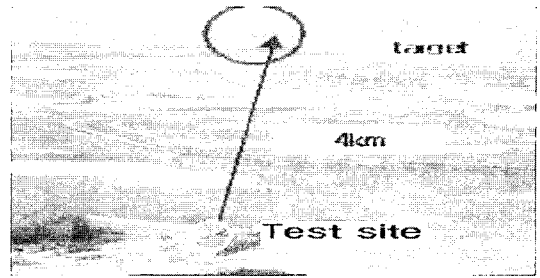


그림 16. 지상 시험장소와 시험 밴 차량 레이더
Fig. 16. Ground test site with moving van radar.

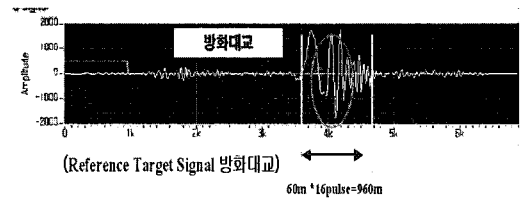


그림 17. 중거리 모드에서 수집된 고정 표적 신호
Fig. 17. Test target signal for medium mode.

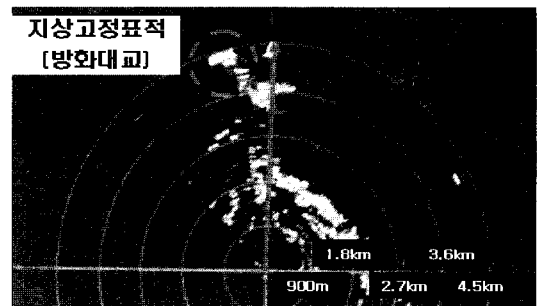


그림 18. 레이더 클러터 맵(방화대교 부근)
Fig. 18. Radar clutter map around test site.

21.5 km에서 탐지된 이동 표적 항공기의 raw signal이며 그림 20은 펄스 압축 결과이다.

그림 21과 22는 이동 표적 신호를 CFAR 및 MTD

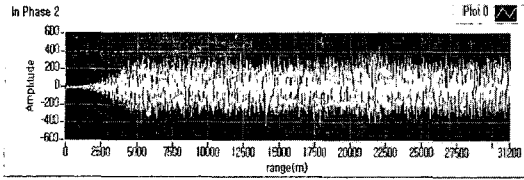


그림 19. 항공기 표적 신호(Raw Signal+Noise)
Fig. 19. Moving target signal before processing.

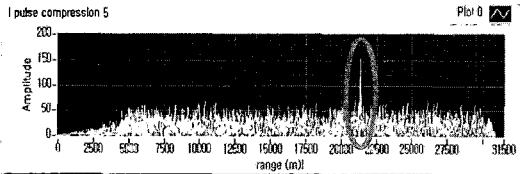


그림 20. 펄스 압축 처리 된 이동 표적 신호 탐지
Fig. 20. Moving target after pulse compression.

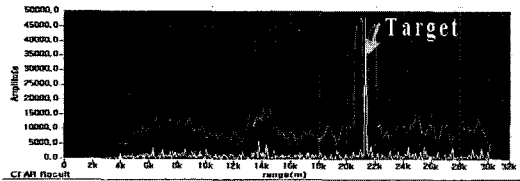


그림 21. MTD 및 CFAR 결과 탐지된 이동 표적
Fig. 21. Moving target after MTD & CFAR.

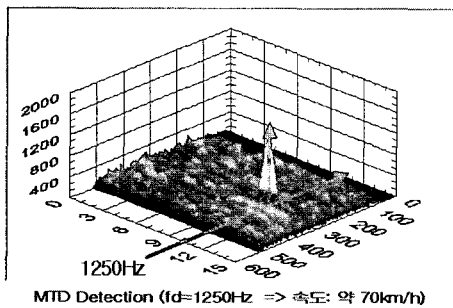


그림 22. 이동 표적의 도플러 주파수 탐지
Fig. 22. Doppler detection of moving target.

처리한 결과를 보여준다. 표적의 도플러 주파수는 약 1,250 Hz에 위치하며 약 70 km/h의 속도로 레이 다 방향으로 이동하고 있는 표적이 탐지되었다.

모드별 거리 해상도를 코너 리플렉터를 이용하여 측정하였다. 리플렉터를 시험 위치에서 850 m 떨어진 지점에 일정 간격 10 m~100 m까지 10 m 간격으로 간격을 조절하며 시험한 결과 거리 해상도가 단

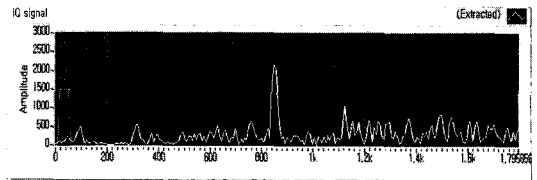


그림 23. 거리 해상도 측정 시험(840 m, 간격 10 m)
Fig. 23. Range resolution(10 m) measurement.

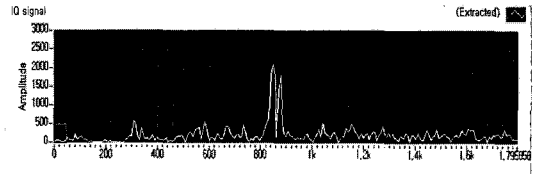


그림 24. 거리 해상도 측정 시험(850 m, 간격 25 m)
Fig. 24. Range resolution(25 m) measurement.

거리 모드에서 15 m, 중거리 모드에서 60 m 해상도를 확인하였다. 그림 23은 단거리 모드에서 코너 리플렉터를 각각 840 m와 850 m에 위치하였을 때의 해상도를 나타내며 간격이 10 m이므로 그림과 같이 표적이 한 개로 나타난다. 그림 24는 코너 리플렉터가 850 m와 875 m에 위치하고 있으며, 이 경우 25 m로 거리 해상도를 만족하여 2개의 표적이 검출되었다.

5-2 Look-Down 시험

Look-down 시험은 헬기 탑재 비행 시험에 대비하여 고고도에서 지상으로 내려보는 레이더의 환경 특성에 따른 레이더의 탐지 성능 및 수신 신호 분석을 위하여 수행되었다. 레이더 look-down 시험 위치는 월드컵 공원 내에 있는 하늘공원에서 고도는 약 80 m 정도이며 남쪽 방향으로 시험 위치보다 낮은 건물 및 한강을 내려보도록 하였다. 레이더 안테나 고각을 -0도에서 -20도까지 변화시키며 지상 클러터에서 반사되는 레이더 신호 전력을 수집, 분석하였다. 레이더의 look-down 특성은 depression 각이 커질수록 탐지 거리도 짧아진다. 그림 25는 look-down 시험시 depression 각을 매 2도마다 내리면서 수집된 자료를 펄스 압축 처리한 결과이다. 측정 결과는 레이더의 안테나 고도 빔 폭이 8도이므로 빔 중심으로 -4도를 내렸을 경우 전체 지면 클러터 신호가 최대 로 들어오며, 고도 빔 depression 각이 9도일 경우 전

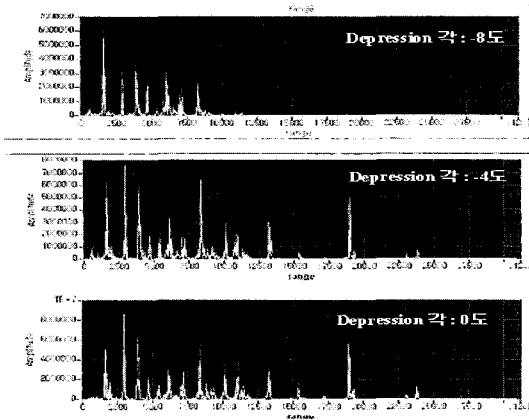


그림 25. 경사 각도에 지면 클러터 전력
Fig. 25. Ground clutter vs. depression angle.

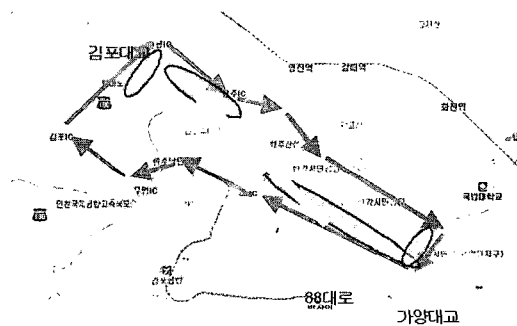


그림 26. 레이다 이동 주행 시험 경로
Fig. 26. Driving path for moving radar test.

체 거리 약 7,500 m까지 지면 클러터 성분만이 존재하는 것을 확인하였다.

5-3 지상 이동시험

차량 탑재 레이다 이동 시험으로 비행 시험시 레이다 플랫폼 이동에 의한 클러터 도플러 변이 현상 분석과 플랫폼 안정화 영향을 시험 수행하였다. 지상 이동 시험은 가양대교에서 김포대교에 이르는 주변 88대로에서 레이다 플랫폼의 이동 속도는 50 km에서 80 km로 그림 26과 같은 경로를 주행하면서 레이다 시험을 수행하였다. 레이다 운용 모드는 중거리 모드로 클러터 신호를 azimuth는 30, 60, 90도와 elevation은 0, -5, -10도로 각을 변화시키면서 일정 속도로 레이다 플랫폼 이동시 신호를 수집하여 도플러 주파수 변화를 비교 분석하였다. 그림 27은 AZ각이 60도이고 EL각 -5도일 때 레이다 플랫폼

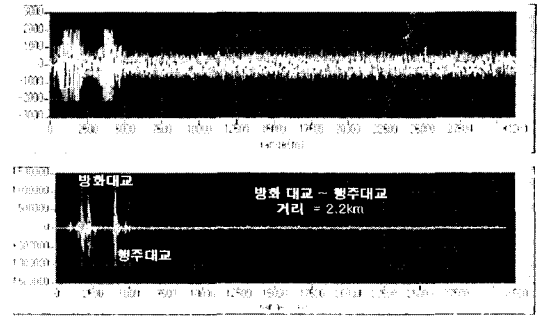


그림 27. 펄스 압축 처리 후 기준 표적 탐지
Fig. 27. Target detection after pulse compression.

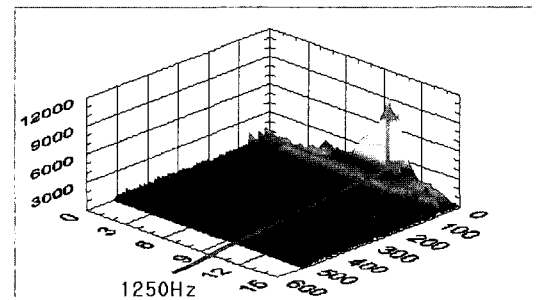


그림 28. MTD 시험 결과 스펙트럼
Fig. 28. Doppler spectrum after MTD processing.

이동 속도가 85 km/h의 속도 상태에서 측정된 반사 신호와 펄스 압축 신호를 비교한 파형이며, 그림 28은 주어진 차량 이동 속도에서 측정된 주파수 스펙트럼 분포를 나타낸다. 레이다 빔은 화살표 방향과 같이 88대로에서 방화대교 방향으로 송신하고 수신하여 펄스 압축처리한 결과이다. 기준 표적으로 지도상 거리와 같은 위치에 방화대교와 행주대교가 탐지됨을 확인할 수 있다. 측정된 도플러 주파수는 85 km/h의 속도 상태에서 MTD 처리 후에 1,250 Hz가 나타남을 확인하였다.

5-4 헬기 탑재 비행 시험

지상 시험과 차량 이동 시험을 통하여 레이다의 기본 성능을 확인하고 헬기 탑재 비행 시험을 통하여 이동 비행체에 의한 클러터 스펙트럼을 분석하여 최종 성능을 확인하였다. 비행 시험 경로는 대전에서 논산을 거쳐 서천까지 대략 2시간 왕복 구간에서 4차례 실시되었다. 평야 지역에서 지면 클러터를 수집하였으며, 서천 해안선 경로에서는 해면 클러터를

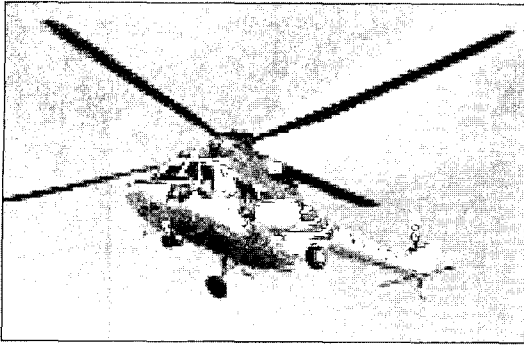


그림 29. 헬기 탑재 비행 시험
Fig. 29. Radar flight test platform.

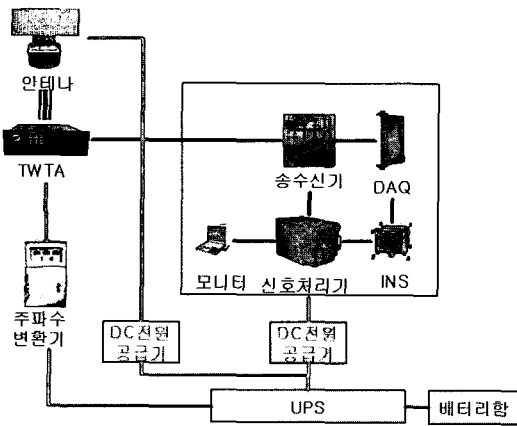


그림 30. 헬기 탑재 레이더 비행 시험 구성도
Fig. 30. Helicopter installation for radar test.

추정하였다. 시험에 사용된 헬기는 그림 29와 같이 폴란드 W-3A Sokol 모델이며, 헬기 탑재 레이더 시험 구성도는 그림 30과 같다. 헬기에서 공급되는 자체 전력을 이용할 수 없어서 배터리와 무정전 전원 장치 및 400 Hz 변환을 위한 주파수 변환기를 탑재하였다.

레이더 이동 플랫폼에 따른 클러터 도플러 신호를 실시간 레이더 신호 수집 장치를 이용하여 저장하여 비행 속도와 고도, 방위 및 고각에 따른 시험 변수를 조정하여 클러터 도플러 스펙트럼 보상 관계를 분석하였다. 첫 번째로 운항 고도, 속도, EL각은 고정하고 AZ각 변화에 따른 스펙트럼 변화를 분석하였다. 그림 31은 고도 3,200 ft, 속도 80 knots, EL각 -5도일 경우 AZ각 변화에 따른 클러터 도플러 스펙트럼 분석 결과이다. 두 번째로 운항 고도, 속도

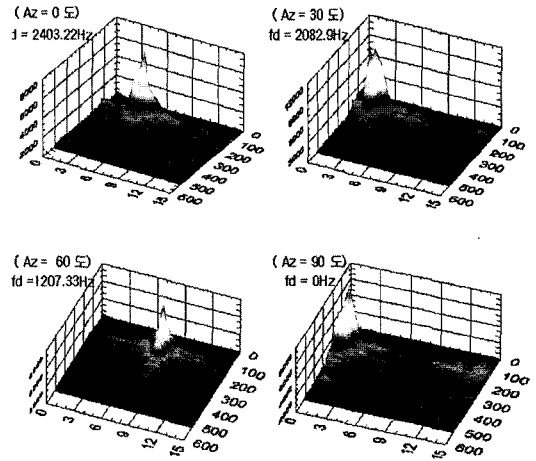


그림 31. Az각 변화에 따른 스펙트럼 변화
Fig. 31. Doppler variation with azimuth scan.

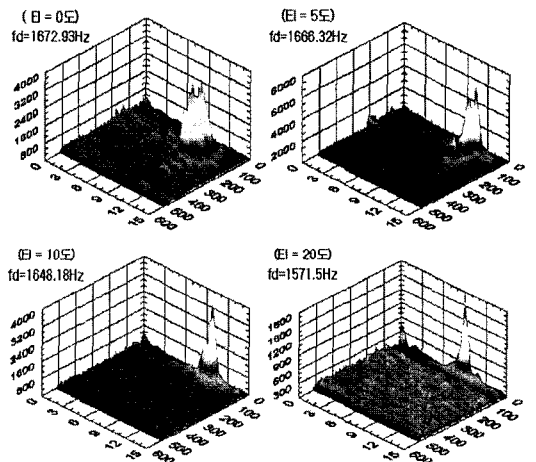


그림 32. EL각 변화에 따른 스펙트럼 변화
Fig. 32. Doppler variation with elevation scan.

및 AZ각은 고정하고 EL각 변화에 따른 스펙트럼 변화를 분석하였다.

그림 32는 고도 2,500 ft, 속도 60 knots, AZ각 30도일 경우 EL각 변화에 따른 클러터 도플러 스펙트럼 변화를 보여준다. 세 번째로 고도, EL각, AZ각은 고정하고 운항 속도 변화에 따른 스펙트럼 변화를 분석하였다. 그림 33은 고도 2,000 ft, AZ각 0도, EL각 -15도일 경우 운항 속도 변화에 따른 클러터 도플러 스펙트럼 변화이다.

그림 34는 헬기 탑재 비행 시험 분석을 종합하였다. 고도 2,500 ft에서 탑재 비행체 속도 80 knots일

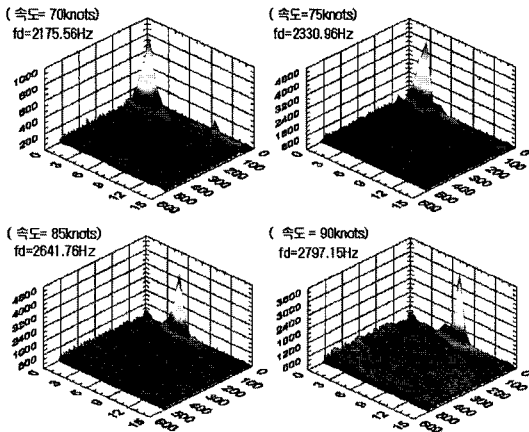


그림 33. 운항 속도 변화에 따른 스펙트럼 변화
Fig. 33. Doppler spectral variation with velocity.

경우 depression 각도 5도에서 AZ 변화에 따른 이동 클러터 이론적 주파수를 실제 비행 탑재 시험을 통하여 수집된 신호와의 결과와 비교하였다. 제시된 이동 클러터 주파수 이동 모델과 거의 일치하게 도플러 주파수가 변화함을 확인할 수 있다. 그러나 이론적인 결과와 비교하여 도플러 필터 분해능 정도의 오차가 존재함을 알 수 있다. 헬기 탑재 비행 시험을 통하여 다양한 플랫폼 속도와 안테나 빔 스캔 속도, 방위 및 앙각에 따른 레이더 신호를 실시간으로 수집하고 분석하여, 레이더 플랫폼의 이동에 따른 클러터 주파수 분포 특성을 지면 클러터 패치의 기하

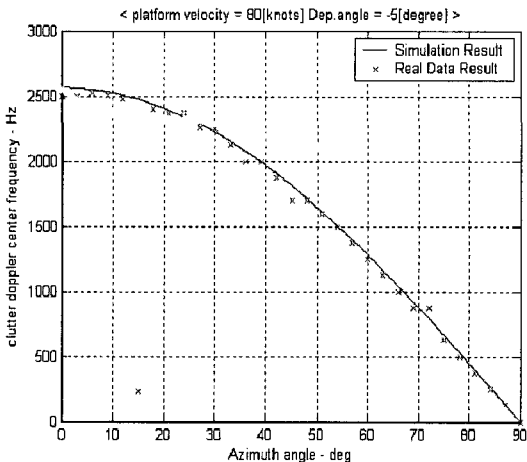


그림 34. 이동 클러터 도플러 스펙트럼 결과 비교
Fig. 34. Comparison of moving clutter doppler spectrum measurement with simulation.

학적 구조에 따라 모델된 이론식과 일치하여 변화하는 것을 확인하였다. 이러한 도플러 주파수 이동 효과를 추정하여 플랫폼 이동에 따른 지상 클러터를 제거하여 효과적인 표적 탐지가 가능함을 확인하였다.

VI. 결 론

본 논문에서는 헬기 탑재 X-밴드의 펄스 도플러 레이더 시험 모델 시스템을 설계, 제작하고 다양한 기능 시험과 통합 시험을 통하여 레이더 탐지 성능을 확인하였다. 다양한 비행 임무에 적합한 다중 모드 레이더 시스템 설계 및 주요 구성품으로 안테나, 송수신기, 신호 처리기 및 자료 처리기 등의 설계 제작을 통하여 개발 가능성을 확인하였다. 특히 헬기 탑재 비행 시험을 통하여 다양한 플랫폼 속도와 안테나 빔 스캔 속도, 방위 및 앙각에 따른 이동 클러터 도플러를 실시간으로 측정 분석하여 비행 탑재 레이더의 설계 성능을 확인하였다. 본 연구 결과 시제품은 한국항공대학교 항공 전자 실험실에 설치하여 레이더의 다양한 성능 향상을 위한 테스트 베드로 활용하고 있다. 향후 다양한 헬기, 항공기, 무인기 및 비행선 등에 탑재하여 항행, 감시 정찰 및 충돌 방지 등의 레이더 기술 기반에 활용될 것으로 기대한다.

감사의 글

본 연구는 2002년 12월부터 2005년 12월까지 산자부 항공 우주 기술 개발 사업 지원으로 수행되었다. 본 연구에 참여한 STX엔진(구 엠텍)의 신근섭 실장, 박명석, 김진하, 이길호 연구원과 한림 ST(구 한국 레이컴)의 백인천 소장, 이강훈, 이재호 연구원 여러분에게 감사드리며, 또한 한국항공대학교 부설 항공전자연구소에서 참여한 이택경 교수님과 레이더 신호처리연구실 대학원생 여러분에게 감사드린다. 특히 국내 최초의 헬기 탑재 레이더 연구 개발 성과로 참여 기업과 함께 2005년도 한국전자과학회 기술상을 수상하게 된 것을 진심으로 감사드린다.

참 고 문 헌

- [1] 광영길, 배재훈, "헬기 탑재 다중모드 레이더 시

스텝 모델 설계", 한국전자파학회 종합학술발표회, 13(1), pp. 208, 2003년 10월.

[2] 광영길, 배재훈 외, "MTD 성능의 비행체 탑재용 레이다 시스템 핵심기술연구 최종 보고서", 한국항공대학교 부설 항공전자연구소, 2005년 11월.

[3] Guy Morris, Linda Harkness, *Airborne Pulsed Doppler Radar*, Artech House, 1996.

[4] D. Curtis Schleher, *MTI and Pulsed Doppler Radar*, Artech House, 1991.

[5] Galati, *Advanced Radar Techniques and Systems*,

IEE Press, London, UK, 1993.

[6] 광영길, 최민수 외, "고속 Multi-DSP를 이용한 헬기 탑재 펄스 도플러 레이다 신호 처리기 개발", 한국전자파학회 종합학술발표회, 15(1), pp. 23-27, 2005년 11월.

[7] Young K. Kwag, "Adaptive compensation for moving clutter doppler for helicopter MTD radar", To be appeared in *IEEE CIE Radar Conference*, China, Oct. 2006.

광 영 길



1981년 2월: 한국과학기술원 전기전자공학과 (공학석사)
 1987년 6월: 미국오하이오대학교 전기전자공학과 (공학박사)
 2001년 3월~현재: 한국항공대학교 항공전자 및 정보통신공학부 교수

1976년 3월~2001년 3월: 국방과학연구소 책임연구원 및 레이다 신호처리 연구실장

2001년 7월~현재: 한국항공대학교 부설 항공전자연구소 소장, 한국전자파학회 레이다연구회 위원장

[주 관심분야] Radar System and Signal Processing, Spaceborne SAR System and SAR Image Processing, Collision Avoidance Radar, DSP Application to Radar, Adaptive Array Processing, Aeronautical Telecommunication & Surveillance System

배 재 훈



2003년 2월: 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학사)
 2005년 2월: 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학석사)
 2005년 2월~8월: 한국항공대학교 항공전자연구소 연구원
 2005년 9월~현재: 넥스원퓨처 연구원

구원

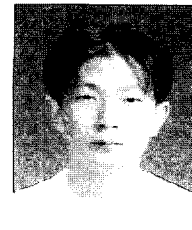
[주 관심분야] Airborne Radar Spectrum Estimation, Radar System Design and Integration

최 민 수



2005년 2월: 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학사)
 2005년 3월~현재: 한국항공대학교 항공전자공학과 석사과정
 [주 관심분야] SAR Algorithm, SAR Image Processing, Radar Signal Processing

전 인 평



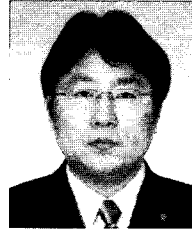
2004년 2월: 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학사)
 2006년 2월: 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학석사)
 2006년 1월~현재: 삼성탈레스 연구원
 [주 관심분야] CFAR Algorithm, Radar System Test Integration

황 광 연



2004년 2월: 한국항공대학교 항공 전자공학과 (공학사)
2006년 2월: 한국항공대학교 항공 전자공학과 (공학석사)
2006년 1월~현재: 한국항공우주(주) [주 관심분야] Radar Processing

김 도 현



2003년 2월: 한국항공대학교 항공 전자공학과 (공학사)
2005년 2월: 한국항공대학교 항공 전자공학과 (공학석사)
2005년 2월: 한국항공대학교 항공 전자연구소 연구원
2005년 3월~현재: 대한항공기술연

구소

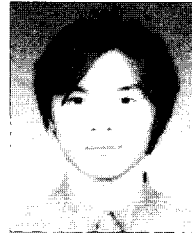
[주 관심분야] Navigation Radar Signal Processor CFAR algorithm

양 주 열



2006년 2월: 한국항공대학교 항공 전자공학과 (공학사)
2006년 2월~현재: 한국항공대학교 항공전자공학과 석사과정
[주 관심분야] Adaptive Filter Radar Signal Processing

강 정 완



2003년 2월: 한국항공대학교 항공 전자공학과 (공학사)
2005년 2월: 한국항공대학교 항공 전자공학과 (공학석사)
2005년 1월~현재: LG 정보통신 [주 관심분야] Collision Avoidance UAV Radar, CFAR algorithm