Check for updates

Journal of KIIT. Vol. 22, No. 2, pp. 117-127, Feb. 28, 2024. pISSN 1598-8619, eISSN 2093-7571 117 http://dx.doi.org/10.14801/jkiit.2024.22.2.117

항공기 레이다의 프로펠러/제트엔진 기반 표적 수신 신호 특성 분석

박성영*¹, 서정직*², 최성희*³

Analysis of Signal Characteristics of Propeller/Jet Engine-based Targets in Airborne Radar

SungYeong Park*¹, Jeongjik Seo*², and Seong-Hee Choi*³

이 연구는 2023년 정부의 재원으로 수행된 연구 결과임 (274190001)

요 약

항공기 탑재 레이다는 공대공 및 공대지/해 표적 탐지/추적, 영상 형성, 지상 거리 측정 등의 다양한 임무 를 수행한다. 항공기 레이다의 공대공 모드는 저속의 헬리콥터나 프로펠러기, 기동하는 전투기, 먼 거리의 민 간항공기 등의 다양한 표적 유형을 모두 탐지/추적할 수 있어야 한다. 본 논문에서는 항공기 레이다를 운용하 며 헬리콥터, 프로펠러기, 전투기, 민간항공기의 반사 신호를 수집하고 이를 분석한 결과를 기술한다. 프로펠러 에 기반한 헬리콥터, 프로펠러기의 회전날개 섬광 효과를 관측하고 이로부터 표적의 특성을 분석하였다. 제트 엔진에 기반한 제트기, 민항기의 경우 제트 엔진의 미세 도플러 특성을 통해 날개 개수를 분석한 결과를 보인 다. 이를 통하여 문헌상 나타나는 이론적인 표적 신호 특성이 실제 항공기 레이다의 일반적인 탐지/추적 모드 수신 신호에서 어떠한 형태로 나타나는 지 관찰한 결과를 기술한다.

Abstract

Airborne radar performs various functions such as air-to-air and air-to-ground/sea detection/tracking, ground mapping, and air-to-ground ranging. The air-to-air mode of an airborne radar must be able to detect/track all types of targets, including slow helicopters and turbo props, maneuvering fighters, and long-distance civil aircraft. In this paper, the reflected signals of helicopters, turbo props, fighters, and civil aircraft are collected and analyzed in airborne radar. The blade flash of rotor blades on propeller-based aircraft was observed and the characteristics of the target were analyzed. In the case of fighter and commercial aircraft based on jet engines, the results of analyzing the number of blades in jet engine through micro-Doppler characteristics are shown. Through this, the result of observing how the theoretical signal characteristics of different targets appearing in the literature appear in the actual airborne radar received signal will be described.

Keywords

airborne radar, radar signal processing, micro-Doppler, blade flash, jet engine modulation

 ORCID*¹: https://orcid.org/0000-0003-1510-2475 ORCID*²: https://orcid.org/0000-0002-2907-085X ORCID*³: https://orcid.org/0009-0008-9016-1700 CRCID*³: https://orcid.org/0009-0008-9016-1700 	* 국방과학연구소 국방첨단과학기술연구원 레이다전자전센터(* ¹ 교신저자) - ORCID* ¹ : https://orcid.org/0000-0003-1510-2475 - ORCID* ² : https://orcid.org/0000-0002-2907-085X - ORCID* ³ : https://orcid.org/0009-0008-9016-1700	 Received: Nov. 09, 2023, Revised: Jan. 04, 2024, Accepted: Jan. 07, 2024 Corresponding Author: SungYeong Park Agency for Defense Development, Yuseong P.O.Box 35, Daejeon, 34186, Republic of Korea Tel.: +82-42-821-4387, Email: psy@add.re.kr
--	---	--

I.서 론

항공기 탑재 레이다는 주로 펄스 도플러 레이다 로 설계되며 공대공 및 공대지/해 표적 탐지/추적, 영상 형성, 지상 거리 측정 등의 다양한 임무를 수 행한다. 항공기 레이다는 공대공 표적을 탐지하기 위하여 서로 다른 PRF(Pulse Repetition Frequency)를 갖는 파형을 상황에 맞게 사용한다. LPRF(Low PRF) 파형은 클러터 신호가 없는 고고도 Look-up 상황에서 표적의 거리와 각도를 얻기 위해 사용될 수 있다. MPRF(Medium PRF) 파형은 접근 또는 퇴 각하는 일반적인 표적의 탐지/추적을 위해 사용될 수 있으며, HPRF(High PRF) 파형은 주로 고속으로 접근하는 표적을 Clutter-Free 주파수 영역에서 탐지 하기 위하여 사용된다[1].

레이다는 표적의 종류에 따라 서로 다른 특성의 신호를 수신한다. 이러한 표적 별 수신 신호의 특성 은 탐지 성능 개선, 비협조적 표적 식별(NCTR, Non-Cooperative Target Recognition) 등에 사용될 수 있다[2]-[5]. 특히 항공기 레이다와 같은 펄스 도플 러 레이다에서는 표적의 구조에 따라 미세 도플러 신호가 수신될 수 있다[6]. 미세 도플러는 표적에서 동체를 기준으로 회전하는 물체들에 의하여 발생한 다. 예를 들어, 헬리콥터의 프로펠러 회전이나 제트 기의 제트 엔진은 미세 도플러 신호를 발생시킨다.

이러한 표적의 종류에 따른 신호 특성에 대한 분 석 및 이를 이용한 인식 방법이 [2][4] 등에서 연구 되었으나, 주로 시뮬레이션에 의해 모의된 신호나 모델로 제작된 제트 엔진에 의한 신호로 연구가 수 행되었다. 본 논문에서는 실제 항공기 레이다의 탐 지/추적 시험 중 수집된 데이터에 기반하여, 일반적 인 항공기 레이다의 공대공 탐지/추적 모드에서 나 타날 수 있는 표적 별 신호 특성을 분석한 결과를 기술한다. 신호 특성 분석을 위하여 AESA(Active Electronically Scanned Array) 레이다의 시험항공기 (FTB, Flight Test Bed)에 탑재하여 수신한 데이터를 사용하였다. 미세 도플러 신호를 확인하기 위해서는 속도 모호성에 의한 효과를 배제할 수 있는 HPRF(High Pulse Repetition Frequency) 파형에서 수 신된 신호를 사용하였다. 본 논문의 차례는 다음과 같다. II장에서는 이론 적인 표적기 유형 별 신호의 특성을 기술한다. III장 에서는 데이터 수집을 위한 비행시험 환경을 설명 한다. IV장에서는 비행시험에서 수집된 실데이터에 기반한 표적 신호 특성에 대하여 분석한 내용을 기 술한다. V장에서는 결론을 도출한다.

Ⅱ. 표적기 유형 별 신호 특성

2.1 헬리콥터(Hellicopter)

헬리콥터에 의해 발생하는 신호는 세 가지의 특 징을 가진다[3]. 첫 번째로, 주 로터(Main rotor)가 회전하는 중 회전 날개(Blade)가 관측자로부터 수직 이 되는 시점에 큰 세기의 신호가 반사되는데, 이를 회전날개 섬광(Blade flash)이라 부른다. 두 번째로, 헬리콥터 꼬리 부분에 위치한 후방 로터(Rear rotor) 의 날개에 의하여 주기적인 반사 신호가 발생함으 로 인하여, 주파수 영역에서 변조(Modulation) 성분 이 발생한다. 세 번째로, 날개가 아닌 엔진 로터 자 체가 회전함에 따라 도플러 효과가 발생한다. 각각 의 세부적인 효과는 아래와 같다.

2.1.1 회전날개 섬광

단일 날개만 고려할 경우, 회전 날개의 RCS(Radar Cross Section) σ_{LH} 는 아래와 같이 근사 될 수 있다[3]. 이 때 L은 날개 길이, H는 날개 너 비, λ 는 파장, θ 는 레이다 빔의 입사각이다.

$$\sigma_{LH} = \frac{4\pi L^2 H^2}{\lambda^2} \left[\frac{\sin((2\pi/\lambda)L\sin\theta)}{(2\pi/\lambda)L\sin\theta} \right]$$
(1)

위 식에 의해 θ=0인 상태, 즉 회전 날개가 레 이다 입사각과 정확히 직교하는 시점에서 신호가 크게 발생하는 섬광 현상이 일어난다. 실제 날개가 회전하는 동안에는 가까워지며 직교하는 경우와 멀 어지며 직교하는 경우로 2회에 걸쳐 섬광 현상이 발생할 수 있다.



그림 1은 회전 날개가 각각 짝수 개(a), 홀수 개 (b)일 경우의 섬광 신호 발생을 나타낸다. 그림 1-(a)와 같이 회전 날개가 짝수 개일 경우, 가까워지 는 날개의 섬광과 멀어지는 날개의 섬광이 동시에 발생한다. 반면, 1-(b)와 같이 날개가 홀수 개일 경 우, 가까워지는 날개의 섬광과 멀어지는 날개의 섬 광이 서로 다른 시점에 일어난다. 일반적으로 회전 날개의 모양은 대칭적이지 않기 때문에, 이 경우의 섬광 반사 신호는 서로 다른 크기의 두 섬광이 번 같아 가면서 나타나는 형태를 보인다. 따라서 회전 날개 섬광 빈도 B_f 는 날개가 짝수 개일 경우와 홀수 개일 경우에 각각 식 (2), (3)와 같이 나타나 며, 이는 날개가 홀수 개인 헬리콥터와 짝수 개인 헬리콥터를 구별하는 특징이 된다. 이 때, R_0 (Hz)는 프로펠러가 초당 회전하는 횟수를 나타낸다.

$$B_{f.even} = NR_0 \tag{2}$$

$$B_{f,odd} = 2NR_0 \tag{3}$$

섬광 신호의 주기성을 CPI(Coherent Processing Interval) 내에 안정적으로 관측하기 위해서는 여러 번의 섬광 신호를 CPI 내에 수신해야 하며, 이를 위해서는 일반적으로 100ms 이상의 충분한 CPI가 필요하다[3]. 항공기 레이다의 탐지/추적 모드에서는 100ms 이상의 CPI를 가지는 경우는 드물기 때문에, 섬광 신호가 수신되더라도 시간 영역에서 1~2회의 임펄스 형태로 관측된다. 임펄스 신호는 FFT(Fast Fourier Transform) 기반 도플러 처리 이후에 에너지 가 전체 주파수 영역으로 퍼진다. 따라서 일반적으 로 탐지/추적을 FFT 이후에 수행하는 일반 탐지/추 적 모드와 다르게, 섬광 신호 관측을 위해서는 시간 영역에서 신호를 확인하는 것이 일반적이다.

2.1.2 후방 회전 날개에 의한 변조

후방 로터에서도 회전날개 섬광이 발생하며 이는 헬리콥터 반사 신호의 특징이다. 후방 로터는 길이가 짧아 주 로터보다 일반적으로 3배에서 6배 빠르게 회전한다. RCS도 주 로터에 비해 작기 때문에, 신호 크기가 작고 잦은 빈도로 수신되는 것이 특징이다. 후방 로터 반사 신호는 크기가 작기 때문에 충분한 신호 크기를 얻을 수 있는 경우에만 관측될 수 있다.

2.1.3 엔진 로터에 의한 변조

회전날개가 레이다 빔 방향과 수직인 경우 큰 반 사 신호를 보이는 회전날개 섬광 효과와 별개로, 회 전하는 로터 자체도 도플러 효과를 발생시킨다. 로 터 자체는 회전하는 원통으로 간주될 수 있다. 이러 한 경우 도플러 주파수의 스펙트럼은 동체 반사 신 호를 중심으로 퍼져있는 형태로 나타난다. 동체의 도플러 주파수가 f_d 이고 엔진 로터가 회전할 때 표 면의 최대 속도가 v인 경우, 엔진 로터에 의한 도 플러 변조 f_{HERM} 은 식 (4)의 주파수 영역에 걸쳐서 퍼지는 형태로 나타난다.

$$f_{HERM} \in [f_d - \frac{2vf_c}{c}, f_d + \frac{2vf_c}{c}]$$
(4)

이 때, f 는 중심 주파수, c는 빛의 속도이다.

2.2 JEM(Jet Engine Modulation)

JEM은 제트 엔진에 의한 변조 신호로, JEM 분석 기술은 일반적으로 주파수 영역의 분석에 기반한다 [3]. 제트 엔진에서 반사되는 신호는 제트 엔진 내부 의 모든 블레이드에서 반사된 신호의 알짜 효과(net effect)로 수신되기 때문에, 이러한 합성 신호를 시간 영역에서 수학적으로 분석하기에는 매우 복잡하다. 그러나, 신호의 주기성과 대칭성을 주파수 영역에서 분석함으로써 표적기의 엔진을 식별하기에 충분한 정보를 얻을 수 있다. 단일 로터 단계만을 고려할 때, 일반적인 JEM의 스펙트럼은 아래와 같다. 제트 엔진의 축이 회전하는 속도는 축 회전속도 (Spool rate)라 하며, 엔진 날개 수가 N개일 때 엔진 로터가 2π/N 만큼 회전하여 날개 위치가 동일하게 나타나는 속도를 쵸핑 속도(Chopping rate)라 한다. 그림 2에서 모든 JEM의 첨두치가 나타나는 주파수 는 축 회전속도의 배수로 나타나므로, 모든 주파수 를 정수에 가깝게 나눌 수 있는 최대공약수로 축 회전속도를 추정할 수 있다. 쵸핑 속도는 일반적으 로 다른 주파수 성분들에 비해 큰 세기를 가지고, USB(Upper Sideband)와 LSB(Lower Sideband)에서 대 칭적으로 나타나는 특징을 갖는다.

축 회전속도와 쵸핑 속도를 주파수 영역에서 각 각 f_{spool} , $f_{chopping}$ 으로 추정하였다면, 식 (5)와 같이 엔진 날개 수의 추정치 \hat{N} 을 얻을 수 있다.

$$\hat{N} = \frac{f_{chopping}}{f_{spool}} \tag{5}$$

Ⅲ. 비행시험 환경

3.1 AESA 레이다 형상

데이터 획득을 위한 레이더 시스템은 그림 3과 같은 전투기에 탑재되는 AESA(Active Electronically Scanned Array) 레이다를 사용하였다. AESA 레이다 는 전자주사를 통한 표적 탐지 및 추적을 수행하는 전투기 센서로서 전투기의 상황 인식을 위한 핵심 센서 역할을 수행한다.



그림 3. AESA 레이다 Fig. 3. AESA radar

3.2 시험 항공기(FTB)

표적 데이터 획득을 위한 시험 항공기 형상은 아 래 그림 4와 같다. 시험 항공기는 민간 항공기 (B-737)를 개조하여 노즈 부분에 레이돔과 AESA 레 이다를 장착한 항공기이다.

FTB(Flight Test Bed)는 국내에서 최초로 시도하 는 레이다 시험 항공기로, 공중 운용환경에서의 사 전 시험을 통한 신뢰성 있는 AESA 레이다를 개발 하기 위하여 개조된 시험 비행기이다.



그림 4. 시험 항공기 Fig. 4. Flying test bed



Fig. 2. Typical JEM spectrum

데이터 획득에 사용한 레이다의 주요 파라미터는 아래 표 1과 같다.

표 1. 시험 레이다 관련 파라미터 Table 1. Parameters of the experimental radar

Parameter	Value
Center frequency	X-band
PRF	HPRF (> 50kHz)
Doppler resolution	< 20Hz
Date collection time	July, 2022
Depition of rodor	On the aircraft in the
POSITION OF RAUAR	Korean airspace

IV. 비행시험 획득 데이터 분석

4.1 데이터 수집 및 전처리

본 논문에서는 표적 신호 특성 분석을 위하여 HPRF 파형의 신호 성분을 사용하였다. LPRF, MPRF 파형에서도 회전날개 섬광 신호 또는 미세 도플러 신호가 관측될 수 있으나, 속도 모호성이 존 재하므로 분석에 적합하지 않다. 시간 영역에서의 신호 분석을 위한 전처리 과정으로 아래와 같은 처 리를 수행하였다.





I/Q 데이터를 수신하면 우선 거리 해상도를 확보 하고 SNR(Signal-to-Noise Ratio)을 최대화하기 위하 여 정합 필터링(matched filtering)을 수행한다. 정합 필터링은 주파수 영역에서 수행된다. 수신 신호가 s(t)이고, 푸리에 변환 결과 주파수 영역의 신호가 S(w)일 때, 정합 필터링 결과 $S_M(w)$ 는 아래 식 (6)과 같다[1]. $S_{ref}(w)$ 는 수신 단계에서 정합 필터 링을 위해 생성한 송신 신호와 동일한 주파수 영역 의 신호 성분이고, *는 켤레 복소수(complex conjugate)를 나타낸다.

$$S_M(w) = S(w)H(w) \tag{6}$$

이후 동체 신호를 제거하기 위하여 시간 영역에 서 동체 속도 보상(Translational motion compensation) 및 고주파 통과(High-pass) 필터링 과정을 수행하였 다[7]. 동체 속도 보상 단계에서는 자항공기와 표적 항공기 간의 상대 속도를 보상하여 표적 항공기의 동체 속도를 제로 도플러로 이동시킨다. 본 논문의 분석에서는 표적을 추적 중에 신호를 분석하였으므 로, 추적 필터에서 추정한 동체 속도를 제로 도플러 로 보상하였다. 즉, 동체 속도 보상 이후 신호 s_{tmc}(t)는 아래 식 (7)과 같다.

$$f_{d} = -\frac{2V_{r}}{\lambda},$$

$$s_{tmc}(t) = s_{M}(t) \exp(-j2\pi f_{d}t)$$
(7)

이 때, V_r은 추적 필터에서 예측한 자항공기와 표적의 상대 시선 속도이며, λ는 파장을 나타낸다. 이어지는 고주파 통과 필터링 단계에서는 Cut-off 주파수가 PRF/50인 256-tap FIR filter를 사용하였다.

주파수 영역에서의 신호 분석을 위해서는 정합 필터링 및 동체 속도 보상 후, 고주파 통과 필터링 과정을 생략하고 FFT를 수행하여 주파수 영역의 신 호에서 미세 도플러 성분을 분석하였다.

4.2 헬리콥터 수신 신호 분석

헬리콥터 기종으로는 Sikorsky S-76이 사용되었 다. S-76은 주 로터가 총 4개의 회전날개를 갖는 기 종으로, 주 로터의 날개 지름은 13.41m이며 보통 운항 시의 로터 회전 속도는 315 rpm이다[8].



그림 6. Sikorsky S-76 Fig. 6. Sikorsky S-76

 $H(w) = S_{ref}^*(w),$

회전날개 섬광 관측을 위하여 임의의 탐지 파형 에서 55ms 동안 헬기에서 얻은 반사 신호 세기는 아래 그림 7의 위쪽 그래프와 같다. 4.1절의 전처리 수행 시, 그림 7의 아래쪽 그래프와 같은 신호를 얻 는다. 이 때 표적 거리는 약 8.8km였고, 표적의 관 측 각도는 약 180도로 서로 마주보고 접근하는 시 나리오이다.



특정 시간에 신호 세기가 크게 발생하는 회전날 개 섬광 신호가 약 4ms 지점 및 52ms 지점에서 총 2회 확인된다. 해당 데이터에 기반한 STFT(Short Time Fourier Transform) 처리 결과는 그림 8과 같다.



Fig. 8. STFT result of S-76 helicopter return signal

가까워지는 날개의 섬광에 의한 신호는 양(+)의 도플러 주파수를 가지며, 멀어지는 날개의 섬광 신 호는 음(-)의 도플러 주파수를 갖는다. 두 섬광 신호 가 거의 동일한 시점에 발생한 것을 확인할 수 있 다. 두 섬광 신호 간 시간 간격은 약 48.13ms로, 식 (2)에 의해 헬리콥터의 날개 회전 속도 $\hat{R_0}$ 는 311.66 rpm이다. 보통 운항 시의 로터 회전 속도인 315 rpm과 유사함을 확인할 수 있다.

엔진 로터에 의한 변조 효과를 확인하기 위해, 4.1절에서와 같이 입력 신호에 정합 필터링, 동체 속도 보상 및 FFT를 취한 결과는 그림 9와 같다.



전처리 과정에 의해 동체 신호가 도플러 속도 0 에 위치하였으며, 주엽 클러터(MLC) 신호가 약 -40m/s에 위치한다. 동체 신호를 기준으로, 우선 ① 로 표시한 영역(약 ±23m/s)에서 표적을 중심으로 퍼 진 신호가 나타난다. 또한, ②로 표시한 영역(약 ±220m/s)에서도 넓게 펴진 신호가 나타난다. S-76의 주 로터 날개 지름이 13.76m임을 고려할 때, 식 (4) 에 의한 날개의 이론적인 변조 신호 폭은 224.54m/s 이므로, ②의 신호는 주 로터의 회전 날개에 의한 변조 성분이고, ①의 신호가 엔진 로터에 의한 변조 성분으로 추정된다. 해당 속도 범위에 기반해 계산 하면 주 엔진 로터의 지름은 약 1.4m로 추정된다. 일반적인 엔진 로터의 지름이 0.6~1.4m임을 고려할 때[12], 이론적인 결과와 부합함을 확인할 수 있다.

4.3 프로펠러기 수신 신호 분석

프로펠러기 기종으로는 Cessna 208 및 King Air E90이 사용되었다. Cessna 208은 회전 날개 3개의 프로펠러를 앞쪽에 장착한 프로펠러기이다.



그림 10. Cessna 208 프로펠러 형상 Fig. 10. Propeller shape of Cessna 208

Cessna 208기의 신호 획득을 위해 표적의 관측 각도는 약 150도로 서로 접근하는 시나리오에서 시 험을 수행하였다. 임의의 탐지 파형에서 55ms 동안 헬기에서 얻은 반사 신호 세기는 아래와 같다. 이 때 표적 거리는 약 12.3km였고, 전처리로 헬기와 동일하게 동체 신호 기준 도플러 보상 및 FIR 필터 링을 수행하였다.







STFT 결과 멀어지는 날개의 섬광 신호와 다가오 는 날개의 섬광 신호가 번갈아가며 나타나는 것이 확인된다. 이는 홀수 개의 회전날개를 갖는 프로펠 러기의 이론적 반사 특성과 동일하다. 본 시험에서 는 멀어지는 날개의 섬광 신호의 세기가 상대적으 로 작아, 각각의 섬광 신호가 그림 11의 시간 영역 도표에서는 잘 나타나지 않고 그림 12와 같은 스펙 트로그램 상에서만 나타났다. 4.2장의 헬리콥터에서 는 엔진 회전수가 느려 55ms 관측 시간 중에서 1~2 번의 섬광 신호만이 관측되었지만, 엔진 회전수가 상대적으로 빠른 프로펠러기에서는 CPI당 여러 번 의 섬광 신호가 관측되었다. 다가오는 날개에 의한 섬광 신호 첨두치간의 간격은 10.8ms로, 엔진 회전 수로 변환 시 약 1851.9 rpm로 계산된다.

55ms동안 총 5회의 회전날개 섬광 신호가 관측 되었다. 해당 데이터에 기반하여 STFT를 수행한 결 과는 그림 13과 같다.

입력 신호에 정합 필터링, 동체 속도 보상 및 FFT를 취한 결과는 아래와 같다.

엔진 회전 속도가 상대적으로 빠른 프로펠러기는 헬리콥터 신호에 비해 더욱 확실한 주기성을 나타 내었다. 도플러 속도 영역에서 첨두치간의 간격은 약 1.42m/s로, 이를 엔진 회전수로 변환 시 1855.8 rpm이다. 시간 영역에서의 엔진 회전수 측정값과 유사한 값이 계산되었다.

다음으로는 그림 14는 King Air E90에 의한 신호 특성을 기술한다. King Air E90은 Blade가 3개인 프 로펠러를 양 쪽에 각각 장착한 프로펠러기이다.





그림 14. King Air E90 프로펠러 형상 Fig. 14. Propeller shape of King Air E90

King Air E90기의 신호 획득을 위해 표적의 관측 각도 약 135도로 서로 접근하는 시나리오에서 시험 을 수행하였다. 임의의 탐지 파형에서 55ms 동안 헬기에서 얻은 반사 신호 세기는 그림 15와 같다. 이 때 표적 거리는 약 15.2km였고, 전처리로 이전 과 동일한 동체 신호 기준 도플러 보상 및 FIR 필 터링을 수행하였다.



Fig. 15. Return signal of E90 (before/after preprocessing)

55ms동안 총 11회의 회전날개 섬광 신호가 관측되 었다. King Air E90은 양쪽에 프로펠러를 장착한 쌍 발 엔진 프로펠러 항공기이기 때문에, 양쪽의 프로펠 러가 각각 섬광 신호를 발생시킨다. 따라서 이전의 Cessna 208에 비교하면 동일한 엔진 회전 속도일 경 우 두 배의 섬광 신호를 나타낸다. 해당 데이터에 기 반하여 STFT를 수행한 결과는 그림 16과 같다.

STFT 결과 양 쪽의 프로펠러에 의한 섬광 신호가 각각 나타나는 것이 확인된다. 각 프로펠러에 의한 섬광 신호를 그림 16에 각각 #1, #2로 표시하였다. 동일한 프로펠러에 의한 섬광 신호 간격은 약 9.48ms로, 엔진 회전수로 변환 시 약 2109.7 rpm이다.



입력 신호에 정합 필터링, 동체 속도 보상 및 FFT를 취한 결과는 그림 17과 같다. 프로펠러가 두 개 장착되었으므로, 시간 영역의 신호에서는 섬광 신호가 각각 분리되어 발생하였다. 그러나 두 엔진 의 주기성은 동일하므로 주파수 영역에서는 두 엔 진의 신호가 각각 나타나지 않고 하나의 합쳐진 신 호로 나타난 것으로 보인다.



도플러 속도 영역에서 첨두치간의 간격은 약 1.61m/s로, 이를 엔진 회전수로 변환 시 2104.1 rpm 이다. 마찬가지로 시간 영역에서의 엔진 회전수 측 정값과 유사한 값이 계산되었다.

4.4 제트기 수신 신호 분석

제트 엔진을 사용하는 대상 표적으로는 전투기인 FA-50 및 민항기인 보잉(Boeing) 737-800, 에어버스 (Airbus) A321neo가 분석에 사용되었다. FA-50은 제 너럴 일렉트릭사의 F404-GE-102 엔진을[9], 보잉 737-800은 CFM56-7B 엔진을[10], A321neo는 CFM LEAP-1A 엔진을 사용한다[11]. 각 엔진의 첫 단계 팬날개 수는 32개, 24개, 18개이다. 쵸핑 속도와 축 회전속도는 엔진의 회전 속도와 관련된 파라미터로 서, 주파수 영역이나 도플러 속도 영역에서 표현될 수 있다. 본 논문에서는 분석의 편의 상 도플러 속 도 영역에서 분석되었다.

아래는 표적기 거리 약 26.8km에서 얻은 표적 신 호의 도플러 속도 별 신호 세기이다. 이 때 표적의 동체 신호 세기(SNR)는 약 46.6dB, 입사각은 약 35 도로 나타났다. 동체 속도 보상이 완료된 신호이므 로, 동체의 속도 성분이 도플러 속도 0에 위치한다.

초핑 속도는 동체를 기준으로 대칭으로 나타나는 가장 강한 신호에 해당한다. 위 그림에서는 도플러 속도 0을 중심으로 ±96.44m/s에 강한 첨두치가 대칭 으로 위치하므로, 해당 속도가 쵸핑 속도로 추정된다.

축 회전속도를 추정하기 위해서는 주파수(혹은 도플러 속도) 영역에서 국소 첨두치를 찾는 것이 필요하다. 첨두치는 잡음 세기를 기준으로 10dB 상 한선을 고정 임계치로 통과시킨 후, 양 쪽의 셀 보 다 세기가 강한 셀을 식별하였다. 그림 18에서 붉은 색 점이 식별된 첨두치에 해당한다.

그림 18. FA-50 반사 신호 FFT 결과 Fig. 18. FFT result of FA-50 return signal

축 회전속도는 위 도플러 속도들의 최대공약수로 추정될 수 있다. 본 논문에서는 JEM 성분 추출을 위하여 [2]에서 제안된 것과 유사한 오차 성분을 사 용하였다. JEM 하모닉 성분의 국소 첨두치 속도와 축 회전속도의 정수배 간의 거리를 오차로 정의하 고, 해당 값을 최소화하는 주파수를 축 회전속도로 추정하였다. 즉, 축 회전속도 후보가 v이고, i번째 첨두치 속도가 v_i일 때, 아래와 같은 수식으로 축 회전속도 v_{strad} 을 추정하였다.

쵸핑 속도가 96.44m/s일 때, 회전 날개 수를 최소 10개에서 최대 50개로 가정하면 축 회전속도의 후 보는 1.93m/s에서 9.64m/s이다. 해당 범위에서 식 (8) 의 오차값은 아래와 같다.

해당 오차가 약 3.014m/s에서 최소화되므로, 축 회전속도를 약 3.014m/s로 추정할 수 있다. 이는 rpm으로 환산 시 약 11800rpm에 해당한다. 쵸핑 속 도는 96.44m/s로 추정되었으므로, 축 회전속도와의 비율은 32.00이다. 즉, FA-50 엔진 첫 번째 단계의 팬날개 수는 32개로 계산되었다. 이는 [9]의 날개 수와 동일한 것으로 확인된다.

두 번째로, 민항기 표적을 대상으로 하는 데이터 를 기반으로 팬날개 수를 추출하였다. 보잉 737-800 기와 A321neo 항공기에 대하여 동일한 방법으로 신 호를 획득한 후 국소 첨두치를 식별한 결과는 아래 그림 20과 같다. 위 그래프는 B738의 결과에 해당 하며, 아래 그래프는 A321의 결과에 해당한다. 데이 터 획득 시 거리는 각각 약 38km, 65km, SNR은 약 48dB, 40dB, 입사각은 약 30도, 15도에 해당하였다.

초핑 속도는 동체를 기준으로 대칭으로 나타나는 강한 신호로, 각각 약 ±25.63m/s, ±14.52m/s로 추정된 다. FA-50과 동일하게 회전날개 수를 최소 10개에서 최대 50개로 가정할 경우, 축 회전속도의 후보 영역 은 각각 [0.51m/s, 2.56m/s] 및 [0.29m/s, 1.45m/s]이다. 해당 영역에서 식 (8)을 사용하여 축 회전속도에 따 른 오차 값을 계산한 결과는 그림 21과 같다.

Fig. 21. Error value according to spool rate (B738, A321)

해당 오차는 B738과 A321에서 각각 1.0676m/s, 0.8107m/s에서 최소화되었다. 축 회전속도를 해당 속도로 가정할 경우, 엔진 날개 수는 각각 24.01개, 17.91개로 추정되었다. 이는 [10], [11]에서 확인한 엔진 날개 수와 동일한 것으로 확인된다.

V.결 론

본 논문에서는 항공기 레이다에서 일반적인 탐지 /추적 모드에서 관측할 수 있는 헬리콥터/프로펠러 기/제트기 의 세 가지 표적기 유형 별 신호 특성을 분석하였다. 헬리콥터와 프로펠러기는 프로펠러에 기반하여 작동하는 항공기로서, 헬리콥터의 경우 회 전날개 섬광과 로터에 의한 변조 신호가 관측되었 고, 프로펠러기 또한 프로펠러 구조에 따른 섬광 신 호 및 주파수 변조 성분이 나타났다. 제트엔진에 기 반한 전투기 및 민항기의 반사 신호에서는 쵸핑 속 도 및 축 회전속도를 통해 제트 엔진의 날개 수를 추정할 수 있었다. 분석된 데이터 특성은 추후 항공 기 레이다의 비협조적 표적 식별이나 표적 유형별 탐지/추적 성능 개선에 대한 연구 등에 활용될 수 있을 것으로 보인다.

References

- G. W. Stimson, H. Griffiths, C. Baker, D. Adamy, and D. Adamy, "Stimson's Introduction to Airborne Radar", SciTech, 2014.
- [2] S. H. Kim, C. H. Kim, and D. Y. Chae, "Feature extraction and classification of target from jet engine modulation signal using frequency masking", The Journal of Korean Institute of Electromagnetic Engineering and Science, Vol. 25, No. 4, pp. 459-466, Apr. 2014. https://doi.org/ 10.5515/KJKIEES.2014.25.4.459.
- [3] P. Tait, "Introduction to Radar Target Recognition", IET, Vol. 18, 2005.
- [4] W. Y. Song, H. J. Kim, S. T. Kim, I. S. Shin, and N. H. Myung, "Chopping frequency extraction of JEM signal using MUSIC algorithm", The Journal of Korean Institute of Electromagnetic Engineering and Science, Vol. 30, No. 3, pp. 252-259, Mar. 2019. https://doi.org/10.5515/KJKIEES.2019.30.3.252.

- [5] M. Leonardi, G. Ligresti, and E. Piracci, "Drones classification by the use of a multifunctional radar and micro-Doppler analysis", Drones, Vol. 6, No. 5, pp. 124, May 2022. https://doi.org/10.3390/ drones6050124.
- [6] V. C. Chen, F. Li, S.-S. Ho, and H. Wechsler, "Micro-Doppler effect in radar: phenomenon, model, and simulation study", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 42, No. 1, pp. 2-21, Jan. 2006. https://doi.org/10.1109/ TAES.2006.1603402.
- [7] S. T. N. Nguyen, S. Kodituwakku, R. Melino, and H. T. Tran, "Signal separation of helicopter radar returns using wavelet-based sparse signal optimisation", Austrailian Defence Science and Technology Group, Research Rep. DST-Group-RR-0436, Oct. 2016.
- [8] J. M. Wang, J. Duh, J. S. Fuh, and S. Kottapalli, "Stability of the sikorsky S-76 bearingless main rotor", Annual Forum Proceedings – American Helicopter Society, Vol. 49, pp. 983-1009, 1993.
- KAI Korea Aerospace Industries, LTD, http:// www.koreaaero.com/english/product/fixedwing_t-50.asp [accessed: Oct. 17, 2019]
- [10] G. Endres, "The Illustrated Directory of Modern Commercial Aircraft", Zenith Imprint, 2001.
- [11] Airbus Aircraft, http://aircraft.airbus.com/en/aircraft/ a320-the-most-successful-aircraft-family-ever/a321neo
 [accessed: Jul. 04, 2023]
- [12] J. Misiurewicz, K. Kulpa, and Z. Czekata, "Radar detection of helicopters with application of CLEAN method", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 48, No. 4, pp. 3525-3537, Oct. 2012. https://doi.org/10.1109/ TAES.2012.6324734.

저자소개

박성영 (SungYeong Park)

2014년 2월 : 한국과학기술원 전기및전자공학부(공학사) 2016년 2월 : 한국과학기술원 전기및전자공학부(공학석사) 2016년 2월 ~ 현재 : 국방과학연구소 선임연구원 관심분야 : 능동위상배열레이다, 항공기 레이다, 레이다 신호처리

서 정 직 (Jeongjik Seo)

2013년 8월 : 경북대학교 전자공학과(공학사) 2015년 8월 : 한국과학기술원 전기및전자공학부(공학석사) 2016년 2월 ~ 현재 : 국방과학연구소 선임연구원 관심분야 : 능동위상배열레이다, 추적필터

최 성 희 (Seong-Hee Choi)

 2002년 2월 : 한양대학교

 전기전자제어계측공학과(공학석사)

 2017년 2월 : 한양대학교

 전자시스템공학과(공학박사)

 2002년 2월 ~ 현재 :

 국방과학연구소 책임연구원

 관심분야 : 레이더 데이터 처리,

 다중표적 추적 필터 설계