

지상레이다의 PT-파형 수신신호와 항공기 추적정보를 이용한 항공기 도플러 프로파일 추출

Doppler Profile Extraction to Air-Breathing Targets with PT-Waveform Received Signal and Target Tracking Information on a Ground Radar

오 현 석 · 김 수 군

Hyun-Seok Oh · Soo-Geun Kim

요 약

본 논문에서는 지상레이다가 추적 중인 항공기로부터 획득한 수신신호를 이용하여 도플러 형상(signature)을 추출하였다. 이를 위해 펄스열(pulse train) 파형의 수학적 모델로부터 레이다의 도플러 해상도를 검증하고, 비행 중인 항공기 도플러 형상이 엔진에 대한 레이다 측각(aspect angle)과 엔진의 제원에 따라 결정됨을 보였다. 이를 확인하기 위해 비행 중인 항공기에서 반사된 레이다 수신신호를 레이다 수신신호 저장장치를 이용하여 획득하고, 수신신호로부터 도플러 형상을 추출한 후, 항공기 추적 정보로부터 엔진에 대한 레이다 측각을 추정하였다. 이들 결과를 조합하여 측각에 대한 상대 도플러 형상 차이를 확인하고, 레이다에 사용가능한 표적인식용 도플러 프로파일을 제안하였다.

Abstract

This paper has been shown for the extraction of Doppler signature from the radar signal for an air-breathing targets tracked in the ground radar. For the extractions, a Doppler resolution is confirmed from mathematical modeling of PT(pulse train) waveform. Doppler signatures of air-breathing target are varied to radar aspect angle of engine and are determined from physical parameter of jet engine. To confirm such Doppler signatures, the radar signal reflected from the air-breathing target is obtained by our radar signal storage. After this extraction, radar aspect angle of engine has estimated from tracking information. Relative differences of Doppler signatures to radar aspect angle of engine is verified from these results and Doppler profiles for radar target identification appliance are presented.

Key words: Radar Signal, Doppler Signature, Pulse Train

I. 서 론

펄스 도플러 레이다는 반복주기가 짧은 PT를 사용하여 얻어진 수신신호를 도플러 처리하여 표적속도에 대한 높은 도플러 해상도^{[1],[2]}를 얻을 수 있다. 이와 같이 도플러 해상도가 높은 레이다는 항공기 동체 이외의 회전체에서

발생하는 변조 도플러를 계측할 수 있다. 레이다를 통해 계측된 변조 도플러(DS: Doppler Spread)는 원통형 회전체에 의한 도플러 확산과 블레이드형 회전체에 의한 제트엔진변조(JEM: Jet Engine Modulation)로 구분되고, 이들의 변조특성은 원통 반지름, 블레이드 길이, 회전체 회전속도 등 회전체의 물리적 제원으로 결정된다. 따라서

국방과학연구소(Agency for Defense Development)

· Manuscript received November 21, 2016 ; Revised January 9, 2017 ; Accepted February 17, 2017. (ID No. 20161121-121)

· Corresponding Author: Hyun-Seok Oh (e-mail: ohs1231@naver.com)

레이다에서 변조도플러를 추출하고, 회전체의 물리적 제원을 확인할 수 있으면 항공기가 보유한 회전체에 대한 정보를 레이다에서 확인할 수 있으므로 추가적인 장비 없이 항공기에 대한 표적식별(target recognition)을 레이다 자체로 수행^[2]할 수 있게 된다.

레이다 개발역사가 긴 미국이나 프랑스는 실제 운용 중인 레이다에서 추출한 변조도플러를 이용한 항공기 표적식별 연구^{[3],[4]}가 오랫동안 이루어져 왔지만 이들이 수행한 연구결과에 대해 타국과 공유하지 않아 국내에서 활용하기에 다소 어려움이 있다. 국내에서 수행한 변조도플러 연구는 가상 엔진모형에서 JEM 데이터를 획득하는 연구^[5]와 지상 계류 중인 프로펠러 비행기에서 JEM 데이터를 추출한 연구^[6] 등의 사례들은 있으나, 실제 운용 중인 레이다에서 비행 중인 실패적에 대한 변조도플러 획득과 이에 대한 연구사례는 제시된 바 없다.

본 논문에서는 도플러 형상에 대한 표적식별 연구에 필요한 변조도플러를 체계적 획득방법을 제시한다. 이를 위해 레이다에서 사용되는 PT 파형의 파라미터에서 변조도플러 추출에 가능성을 확인한다. 변조도플러 JEM과 DS의 특성을 보이고, 지상에서 운용 중인 레이다를 이용하여 실패적에 대한 수신신호와 표적 정보를 획득하고, 이들을 이용하여 표적에 대한 레이다 빔 방향에 따라 변조도플러 형상을 추출하는 체계적인 방법을 보였다.

II. PT 파형에 의한 항공기 도플러 형상

2-1 레이다 PT 파형의 도플러 특성

운용 중인 지상 레이다는 사용되는 레이다 파형은 이미 결정되어 있다. 이들 파형 중 변조도플러의 추출은 PT 파형이므로 주어진 파형들에 대한 검증이 필요하다. 도플러 해상도 검증에 필요한 레이다 PT 파형 파라미터는 표 1과 같으며, 펄스반복주기(T_0), 펄스수(N_p), 펄스반복주기 내 펄스폭 비(τ), PT 파형 지속시간($N_p T_0$) 등이 있다. 레이다 도플러 해상도는 PT 파형의 주파수 스펙트럼^[1]으로 확인 가능하다. PT 파형의 주파수 스펙트럼은 표 1의 파라미터와 식 (1), 식 (2)에 대입하여 계산이 가능하며, 이를 통해 수신 PT 파형의 도플러 해상도를 예상할 수 있

표 1. 지상 레이다에서 사용 중인 PT 파형 파라미터

Table 1. PT waveform parameters available at ground radar.

펄스반복주기	T_0	8.5~11.5 usec
펄스수	N_p	< 600개
펄스폭 비	τ	4~6 %
도플러 필터 수	-	>500개
캐리어 주파수	f_c	9~10 GHz

다. 캐리어주파수가 w_c 인 송신 PT의 주파수 스펙트럼은

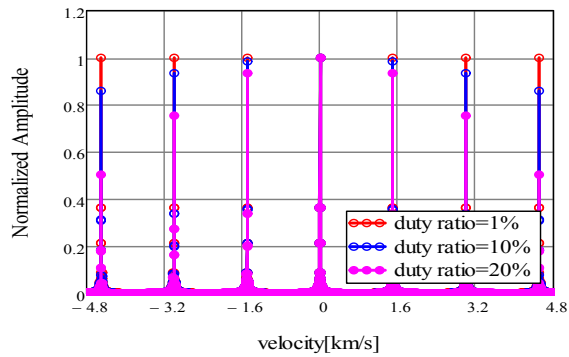
$$F(iw) = \frac{A\tau N}{2} \frac{\sin(w - w_c)N_p T_0/2}{(w - w_c)N_p T_0/2} + \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\sin(nw_0\tau/2)}{nw_0\tau/2} \left[\frac{\sin(w - w_c + nw_0)N_p T_0/2}{(w - w_c + nw_0)N_p T_0/2} + \frac{\sin(w - w_c - nw_0)N_p T_0/2}{(w - w_c - nw_0)N_p T_0/2} \right] \quad (1)$$

이 된다. 식 (1)에서 등호 우측 첫째 항은 w_c 성분이 sinc 함수 형태로 가지며, 2개 무한급수는 펄스반복주기 역수($w_0 = 2\pi/T_0$)의 음(-)/양(+)의 정수배의 주파수 성분의 sinc 함수들의 합의 형태로 구성됨은 의미한다. 도플러 주파수(w_d)는 표적 속도에 대하여 식 (2)로 계산된다. 이 수식을 이용하면 도플러 주파수 스펙트럼을 속도스펙트럼으로 변환할 수 있다.

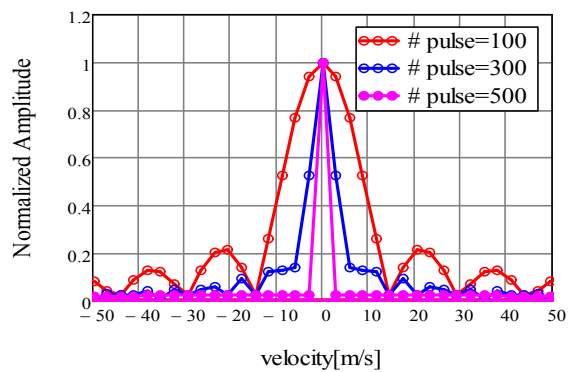
$$w_d = -2\pi \left(\frac{2V_d}{\lambda} \right) \quad (2)$$

수신 PT 파형의 주파수 스펙트럼은 캐리어 주파수에 도플러 주파수를 고려하여 $w_c \pm w_d$ 로 치환^[1]하고, 식 (3)과 같이 쓸 수 있다. 따라서 수신 속도 스펙트럼은 도플러 속도값(w_d) 만큼 음(-) 또는 양(+) 방향으로 스펙트럼 자체가 평행이동함을 의미하고, 항공기의 속도 관측범위에서 1개 속도값을 갖고 sinc 함수 형태로 형상을 가져야 한다.

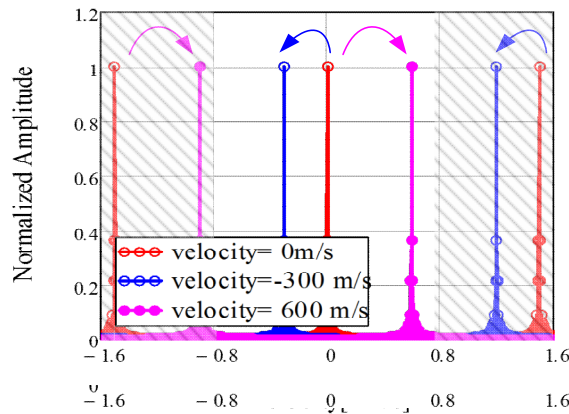
$$|F(j(w - w_d))| = \left| \frac{A\tau N_p}{2} \frac{\sin(w - (w_c - w_d)N_p T_0/2)}{(w - (w_c - w_d)N_p T_0/2)} + \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\sin(nw_0\tau/2)}{nw_0\tau/2} \left[\frac{\sin(w - (w_c - w_d) + nw_0)N_p T_0/2}{(w - (w_c - w_d) + nw_0)N_p T_0/2} + \frac{\sin(w - (w_c + w_d) + nw_0)N_p T_0/2}{(w - (w_c + w_d) + nw_0)N_p T_0/2} \right] \right| \quad (3)$$



(a) 펄스폭 비율에 따라
(a) Spectrum to duty ratio



(b) 펄스 개수별 스펙트럼
(b) Spectrum to pulse number



(c) 이동 속도별 스펙트럼
(c) Spectrum to velocity

그림 1. 파형 파라미터 변화에 따른 PT 파형의 속도 스펙트럼 분석

Fig. 1. Velocity spectrum analysis of PT waveform for parameter variation.

그림 1은 표 1에 주어진 파라미터에서 대한 PT 파형 속도 스펙트럼 결과이다. 그림 1(a)는 4.8×10^3 m/s의 속도 범위에서 속도 스펙트럼으로 펄스폭 비(τ)가 10 % 이내에서 펄스폭 비로 인한 파형의 스펙트럼 왜곡이 없음을 확인할 수 있다. 그림 1(b)는 펄스수(N_p)에 따른 속도 스펙트럼의 변화를 보였다. 펄스수가 300개 이상을 만족하면 그림에서 보인 것과 같이 표적에 대한 충분한 도플러 해상도를 얻을 수 있으며, 그림 1(a), (b)의 결과에서 표 1의 조건을 만족하는 PT 파형은 800 m/s 범위 내에서 파형에 도플러 추출에 문제가 없음을 알 수 있다.

그림 1(c)에서 빨간색 선은 속도가 0인 경우로 송신 속도 스펙트럼과 동일하다. PT 파형 속도범위는 양방향(\pm)으로 $-800 \sim 800$ m/s로 설정할 수 있으며, 속도 스펙트럼이 양방향 사용 시 600 m/s 이상 속도(Mach 2)를 갖는 항공기 표적은 없을 것으로 가정하면 본 논문에서의 수신 PT는 모호성이 속도범위에서 없다. 도플러 속도 300 m/s로 레이더로 가까워지는(진입) 표적은 x축 (-)방향으로 스펙트럼이 평행이동하고, 속도범위 내에서 1개의 임펄스 형태의 sinc 형상으로 파란색 선과 같다. 또한, 표적이 600 m/s로 레이더로부터 멀어지는 경우(퇴각) 스펙트럼은 x축 방향으로 (+)방향으로 이동하고 분홍색선과 같이 된다.

표 1에서 제시된 것과 같이, 도플러 필터 수 500개 이상 사용하면 필터당 분리할 수 있는 속도는 약 3 m/s가 되며, 앞서의 평행이동한 속도스펙트럼에서 임펄스의 속도폭이 필터의 단위속도값보다 충분히 넓으며 속도스펙트럼 전시에 필요한 샘플을 얻을 수 있다. PT 파형 특성의 분석으로 본 논문에서 사용한 PT 파형은 항공기 도플러 현상 분석에 필요한 해상도와 속도범위를 제공함을 확인하였다.

2-2 제트엔진을 갖는 항공기 도플러 형상

변조도플러는 항공기에서 발생하는 도플러현상 중에 하나로 동체가 아닌 항공기의 회전체에서 발생한다. 특히 그림 2의 제트엔진을 갖는 항공기는 엔진 내 팬블레이드 등이 변조도플러를 발생시키는 원인이 된다. 그림 2(a)는 민항기에 주로 사용되는 하이바이패스(high-bypass) 터보팬 엔진에 대한 측면도^[7]이다. 엔진전방에서 보면 순차적

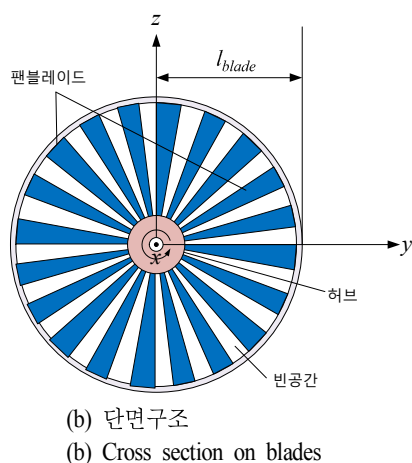
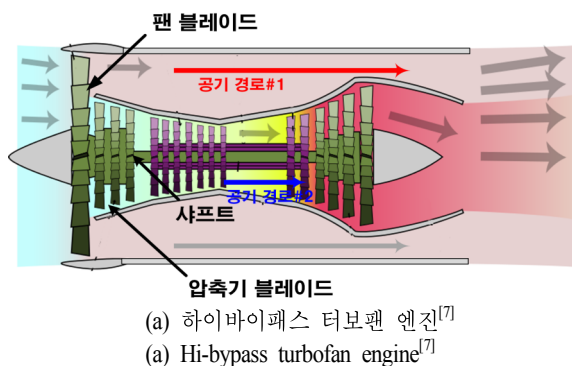
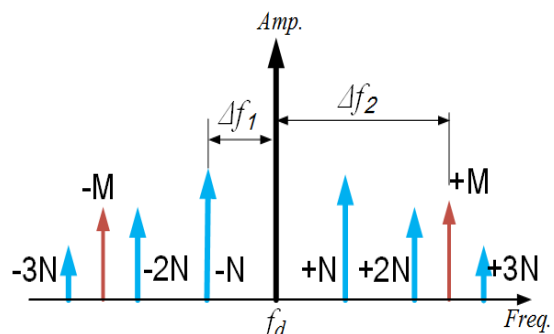


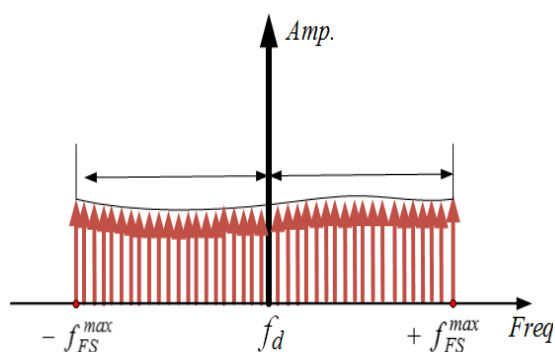
그림 2. 도플러 형상 분석에 필요한 제트 엔진 형상
Fig. 2. Physical configuration of jet engine.

으로 최외곽에 팬블레이드가 있고, 다른 블레이드들이 2, 3단으로 샤프트에 구성되어 각각의 회전속도로 동축 회전하게 된다. 팬블레이드는 그림 2(a)에서 다른 블레이드에 비해 크기가 충분히 크므로 다른 블레이드에 의한 반사 신호는 고려하지 않는다. 그림 2(b)는 팬블레이드 위치에서 엔진의 단면으로 x 축은 엔진의 전면/후면 방향이고, y - z 면이 엔진 횡단면이 된다. x 축 방향으로 입사되는 레이더 빔은 회전 중인 엔진 횡단면에 있는 팬블레이드에 빔이 수직으로 입사하게 된다. 이러한 레이더 빔은 블레이드 회전함에 따라 빈 공간과 블레이드에 의해 반사 신호가 스위칭되고, 회전속도에 따라 주기를 갖고 신호크기가 포락하게 된다. 이러한 블레이드 회전은 신호크기 포락을 주기적으로 발생시켜 JEM 원인이 되며, 이로 인한 주파수 스펙트럼 형상은 그림 3(a)와 같다.



(a) 팬블레이드에 의한 JEM

(a) JEM by fan blade



(b) 회전하는 원통에 의한 DS

(b) DS by turning cylindrical structure

그림 3. 변조도플러 별 속도 스펙트럼 형상

Fig. 3. Velocity spectrum of Doppler modulation.

N 개 날개를 갖는 블레이드들에 대한 발생한 JEM의 주파수 스펙트럼에 대한 수학적 모델^[2]은 식 (4)와 같이 알려져 있다.

$$JEM \text{ spectrum}$$

$$= \int_{-\infty}^{+\infty} b(t) e^{-j2\pi f t} dt \sum_{n=-\infty}^{+\infty} \frac{\sin(f - (nN_{bl}/\tau_{en}))(\pi T_{dwell})}{(f - (nN_{bl}/\tau_{en}))\pi} \quad (4)$$

식 (4)에서 $b(t)$ 는 N_{bl} 개 블레이드들에 의해 일정한 주기를 갖고 포락하는 수신신호의 주기내 포락선 형태(envelop)를 나타낸다. 여기서 $b(t)$ 의 주기는 동일한 회전 속도로 회전하고 블레이드 수가 N_{bl} 배کم 증가함에 따라 1개의 블레이드에서의 포락 주기는 블레이드 회전주기(τ_{en})에서 τ_{en}/N_{bl} 로 줄어들게 된다. 식 (4)에 보인 $b(t)$ 에 대한 푸리에 변화 결과는 이동속도에 의한 도플

러를 중심으로 주파수 전영역으로 연속된 스펙트럼을 갖게 된다. 식 (4)의 급수는 sinc 함수가 정수 n 의 값에 따라 N_{bl}/τ_{en} 만큼 이동된 함수들의 조합이다. 식 (4)는 $b(t)$ 푸리에 변환결과에서 N_{bl}/τ_{en} 의 주파수 간격으로 샘플한 것을 의미한다. 이러한 결과에서 주파수 간격은 $b(t)$ 포락선 형태와 관계없이 N_{bl}/τ_{en} 에 대하여 정수배(n)가 된다. 블레이드 회전속도를 분당 회전수(RPM)로 적용하면 식 (5)의 최종 결과와 같다.

$$\Delta f = \pm n N_{bl} \times \frac{1}{\tau_{en}} [\text{Hz}] = \pm n N_{bl} \times \frac{RPM}{60} [\text{Hz}] \quad (5)$$

그림 2(a)와 같이 여러 단으로 구성된 블레이드는 다른 RPM 값과 날개 수를 가지므로 각각 다른 JEM 주파수 간격을 갖는다. 2단까지 고려하면 주파수 간격은 표 2와 같다. 표 2는 블레이드 2단까지 고려한 주파수 간격으로 $N_{bl1} RPM_1 > N_{bl2} RPM_2$ 의 조건을 만족하면 그림 3(a)의 결과와 같다. 회전 RPM과 날개수의 곱이 큰 블레이드일수록 동체 도플러(f_d)에서 멀리 나타나며, 그림 상에 $\pm M$ 으로 표시한 JEM 성분이며, Δf_2 간격을 갖는다. 또한, 회전속도 빠른 블레이드는 그림 상에 $\pm N, \pm 2N$ 으로 표시한 JEM 성분으로 Δf_1 간격을 갖는다.

그림 2(b)의 y 축 방향으로 입사된 레이더 빔은 엔진에 측면에 입사하게 된다. 블레이드 수가 충분히 많으면 회전시 원통 회전체로 보이며, 원통체의 회전과 유사한 도플러 변조^[8]가 발생한다. 이로 인한 변조 도플러 형상은 그림 3(b)와 같으며, 스펙트럼의 크기 분포가 요동이 있을 수 있으나, 동체 도플러 기준으로 도플러 성분이 좌우로 확산된 형태인 DS와 형태가 동일하게 된다. 원통 회전시 얻을 수 있는 최대 주파수 성분은 식 (7)과 같이 회전체에서 발생하는 회적 각속도($w_r = RPM/60$)에 레이더 빔에 보이는 블레이드 유효길이(l_{EFF})를 곱하여 얻어

표 2. JEM 스펙트럼 내 주파수 간격
Table 2. Frequency spacing in the JEM spectrum.

Stage	Blade 수	RPM	Frequency
1단	N_{bl1}	RPM_1	$\pm M (= \Delta f_1), \dots$
2단	N_{bl2}	RPM_2	$\pm N (= \Delta f_2), \pm 2N, \pm 3N \dots$

지며, λ_0 는 빔이 사용 주파수의 파장이 된다.^[2] 블레이드 유효길이는 레이더 빔의 방향에 따라 블레이드에 대한 측각에 따라 달라질 수 있음을 의미하며, 최대값은 블레이드 물리적인 길이가 된다.

$$f_{DS, \max} = \pm \frac{2 l_{EFF} RPM / 60}{\lambda_0} [\text{Hz}] \quad (6)$$

본 논문에서 도플러 분석을 위해 선택한 항공기는 민항기인 보잉 777-200이다. 민항기는 도플러형상으로 엔진 정보를 분석하더라도 문제가 되지 않고, 큰 RCS 값과 엔진의 물리적인 크기가 크므로 전투기에 비해 분석이 용이하다. 보잉 777-200에서 사용된 하이바이패스 터보팬 엔진은 블레이드가 엔진을 전면과 후면에서 노출되어 있어 도플러 형상이 엔진의 전면과 후면에서 발생하게 된다. 보잉 777-200은 휘트니사의 PW-4000-112의 엔진 데이터^[9]에서 블레이드의 길이와 수를 확인할 수 있으며, 팬 블레이드 회전속도는 샤프트 회전속도를 이용하여 엔진의 관련 제원을 표 3과 같이 확인하였다. 주어진 정보에서 실제 항공기의 팬블레이드 회전 속도는 항공기가 일정 고도까지 증가하게 되고, 실제 순항 고도에 도달한 경우 블레이드 회전속도를 유지하게 된다. 따라서 도플러 형상을 정확한 분석하기 위해서는 비행 고도가 변하지 않는 시점에서 분석할 필요가 있다. 본 절에서 정리한 항공기 엔진의 제원을 이용하여 식 (5)와 (6)을 이용하면 보잉 777-200의 이론적인 도플러 변조 기준값을 계산할 수 있으며, 그 결과를 표 4에 보였다.

본 절에서 제시한 형태의 제트엔진에서 발생할 수 있는 변조 도플러는 블레이드에 대한 레이더 빔에 입사 방향에 의해 JEM과 DS가 있음을 확인하였다. 이를 바탕으로 레이더가 추적한 표적정보에서 레이더에 대한 엔진

표 3. 보잉 777-200 제트엔진(PW4000-112) 제원^[9]
Table 3. Information for the jet engine of B777-200.

Manufacture	Pratt & Whitney
SHAFT rotation(Max.)	10,850 RPM
# of fan	22개
Fan length	61 inch(≈ 1.4 m)
Rotation	CCW

표 4. 보잉 777-200 변조도플러 이론값

Table 4. Theoretical Doppler modulation value to B777-200.

JEM 속도간격	71 m/s
DS 속도범위(Max)	250 m/s

방향을 추정하고, 이에 따른 도플러 형상 특성을 분석한다.

III. 레이더 도플러형상 추출 및 분석

3-1 수신신호 저장장치를 이용한 도플러 형상 추출

그림 4는 본 논문에서 도플러 형상 추출에 사용한 레이더 수신신호 저장장치^[10]의 간략한 구조를 보였다. 표적에서 반사된 RF 신호는 레이더의 배열안테나와 수신기로 수신된 후 아날로그 IF 신호로 변환된다. IF 신호는 수신기 이후 아날로그-디지털 변환을 거쳐 디지털 I/Q 데이터로 변환된다. 송신시간 내 수신신호를 제거^[11]한 전처리 I/Q 수신신호는 효율적인 신호처리에는 적합하나, 송신 시간 구간 내에서 수신신호 분석을 어렵게 한다. 수신신호 저장장치에서는 레이더 신호처리 경로와 다른 디지털 하향변환 모듈(DDCM)을 추가하여 전처리 없이 I/Q 수신신호를 저장한다.

레이더는 표적을 탐지하기 위해 통제기에서 신호처리기로 신호처리 제어 데이터를 보낸다. 이러한 운용에 사용된 신호처리기 제어 데이터를 이용하여 신호처리기와 동일한 기능을 갖는 S/W를 구현할 수 있다. 이러한 기능을 구현하기 위해 수신신호 저장장치는 단일보드 컴퓨터로 구성하고, 신호처리기 전달 제어데이터와 I/Q 데이터를 동일한 시점에 저장한다. 동시에 저장된 제어데이터와 I/Q 데이터들에서 제어데이터에서 저장제어 프로그램으로 PT 파형만 선택하여 도플러 형상 추출에 필요한 수신신호를 선택, 저장하고, 모의 S/W로 PT파형 신호처리 결과를 예상한다.

그림 5는 비행 중인 표적에 빔방사 후 수신신호 저장장치로 획득한 PT 수신신호의 신호처리 결과를 보였다. 신호처리 결과는 R-V 매트릭스로 표시되며, 가로축은 도플러 속도(V), 세로축은 거리(R)가 된다. 추적 중인 표적은 레이더가 속도와 거리의 추적 정보를 갖고 있으며, 낮은

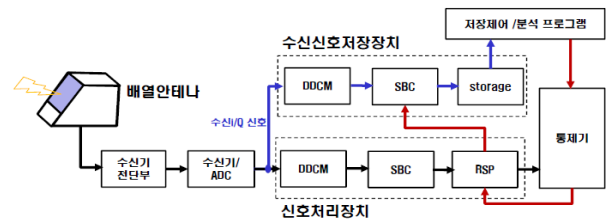
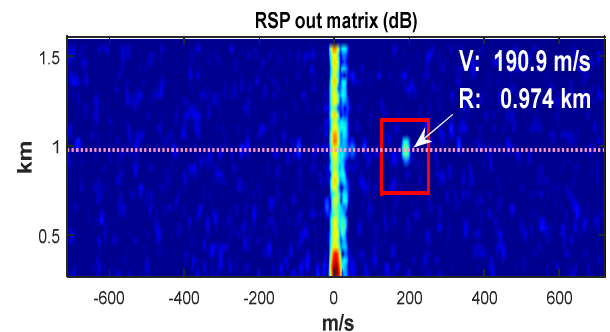
그림 4. 레이더 내 수신신호 저장장치 간략 구조^[10]

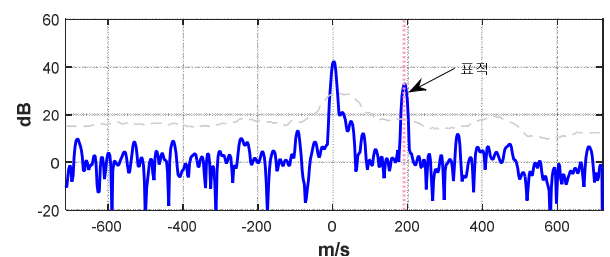
Fig. 4. Simplified radar-received-signal storage structure in the radar.

펄스반복주기를 갖는 PT 파형은 거리방향 모호성^[1]으로 1.5 km 이외의 신호들이 접힘 효과에 의해 정확한 거리값을 수신신호 분석으로 확인할 수 없다. 따라서 본 논문의 레이더 수신신호 분석으로 획득한 도플러 형상에서의 속도값이 레이더 빔방향 추적 속도와 비교하여 오차값 3 m/s 이내에 있음을 확인하였다.

3-2 추적정보를 이용한 측각 계산



(a) 신호처리 결과
(a) Processing result



(b) 속도 스펙트럼
(b) Velocity spectrum

그림 5. 실효적 PT 파형 수신 신호에 대한 신호처리 결과

Fig. 5. PT signal processing result to the real air breathing target received signal.

도플러 형상은 엔진에 대한 빔의 입사각에 따라 달라지므로 레이다에 대한 비행기 진행방향에 따른 빔 입사각인 측각 분석이 필요하다. 엔진 블레이드 면에 대한 직교 벡터 방향은 항공기 속도벡터의 방향과 동일하게 되며, 항공기 내 엔진위치의 거리 오프셋은 레이다 빔의 방향에 대하여 반복주기가 짧은 PT 파형에서 고려하지 않으므로 추적 중인 표적의 항공기의 위치 벡터는 레이다 빔의 방향벡터가 된다. 추적 중인 항공기 위치 벡터와 속도벡터의 각이 180°일 경우 항공기는 레이다로 진입하게 되므로 엔진 전면부가 보이며, 반대로 0°일 때는 레이다로부터 표적이 퇴각하므로 엔진 후면부가 보이게 된다.

표적에 대한 측각은 그림 6(a)와 같이 정의된다. 표적의 거리벡터와 속도벡터가 이루는 각은 측각과 180도 차이가 나므로 진입시 측각은 0°가 된다. 레이다가 추적 중인 표적의 벡터를 \vec{r} , 표적의 속도벡터를 \vec{v} 라 하면 두 벡터의 내적은 식 (8)이 된다.

$$\vec{r} \cdot \vec{v} = |\vec{r}| |\vec{v}| \cos(180 - \theta) \quad (7)$$

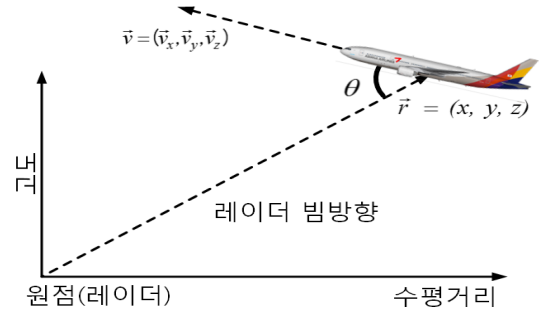
이들을 다시 정리하면 θ 는 다음과 같다.

$$\theta = 180 - \cos^{-1} \left(\frac{\vec{r} \cdot \vec{v}}{|\vec{r}| |\vec{v}|} \right) \quad (8)$$

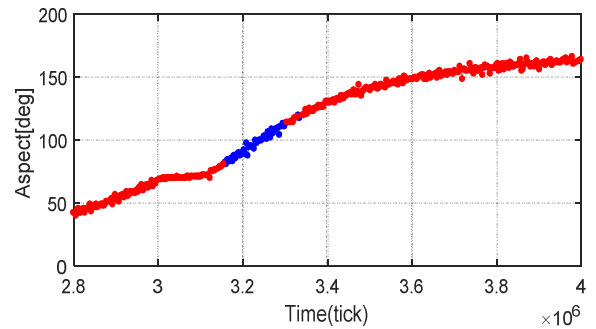
또한 거리벡터 $\vec{r} = (x, y, z)$, 속도벡터 $\vec{v} = (v_x, v_y, v_z)$ 로 정리하면 측각은 식 (10)과 같이 된다.

$$\theta = 180 - \cos^{-1} \left(\frac{x v_x + y v_y + z v_z}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}} \right) \quad (9)$$

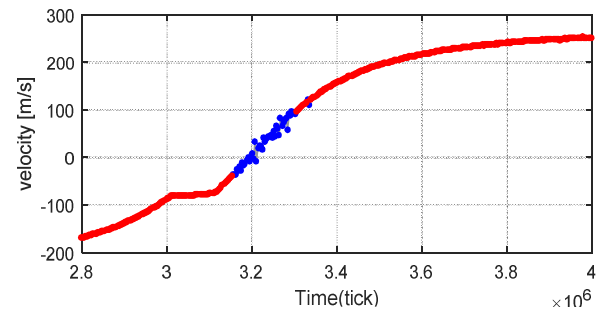
본 논문의 레이다는 안테나를 회전하고 빔 방사하며 운용할 수 있으므로 고도 200 m 이상 지역에 배치하면 방위각으로 360도 영역에서 PT 파형으로 항공기를 추적할 수 있다. 추적 중인 항공기들에서 B777-200 민항기를 식별하고 레이다 추적을 통해 항공기의 위치벡터와 속도벡터의 값을 획득하고, 식 (10)에 대입하면 그림 6(b)와 같이 측각의 결과를 얻을 수 있다. 레이다 방향의 추적속도는 추적에서 얻어진 표적 속도에 측각데이터를 반영하면 그림 6(c)와 같이 계산된다. 결과를 보면 -200 m/s의 속도



(a) 측각(θ) 정의
(a) Aspect angle



(b) 시간대비 측각
(b) Aspect angle to tracking time



(c) 추적 중인 항공기 빔 방향 속도
(c) Tracking target radial velocity

그림 6. 레이다 체공항적에 대한 측각과 속도 추정 결과
Fig. 6. Aspect angle and velocity of radar for the air breathing target.

값으로 항공기가 레이다로 진입하고, 0 m/s를 거쳐 +250 m/s로 퇴각함을 알 수 있다. 측각 90°에서 0 m/s는 항공기가 빔의 수직방향으로 통과하는 레이다 횡단을 의미한다. 측각 50°에서 90°까지는 표적 진입을 의미하고, 90°에서 160°까지의 측각은 표적 퇴각을 의미한다. 그림 6(b), (c)

에 파란색 선 영역은 높은 추적 고각으로 PT가 아닌 파형으로 추적하게 되어 도플러 형상 추출할 수 없으므로 해당 측각 범위는 도플러 형상 분석에서 제외된다.

3-3 도플러 형상 추출 결과

그림 7은 항공기를 추적 시간에 대하여 항공기 동체 도플러에 대한 표적속도를 중심으로 도플러 형상 분포를 도시하였다. 추적 초반에는 DS가 나타나고 표적속도 0도 인근에서 도플러 형상을 확인할 수 없으나 추적 후반에는 JEM이 분포하게 된다. 표 5는 그림 7에서 표시한 시점(A, B, C, D)에서의 값을 상세히 보였다. A, B 시점에서는 DS가 관찰되며, C, D 시점에서는 JEM이 보인다. DS는 도플러 확산 최대 속도값을 보이고, JEM은 동체 도플러의 속도를 중심으로 음과 양의 방향에서 발생한 3차까지의 스펙트럼 상의 첨두값(peak)을 찾아 첨두 사이 속도편차를 계산하여 정리하였다. DS 확산범위 최대폭은 표 5의 A, B에서 236.5 m/s, 226.5 m/s로 표 4의 이론치 범위 (± 250 m/s) 내에 있으며, 표적속도인 동체 도플러의 형상을 따라 DS가 분포된다.

표 5의 C, D에서 나타난 JEM은 속도간격(Δ)이 71 m/s, 74 m/s로 표 4의 이론치와 유사하다.

그림 8(a)는 DS가 발생한 A지점에서 PT 파형을 신호처리 결과이며, 표적의 거리(R: 1.16 km)와 속도(V: -129.1 m/s)에서 도플러 형상을 그림 8(b)에 보였다. 동체 도플러를 중심으로 도플러가 좌우로 확산되어 다른 잡음영역에

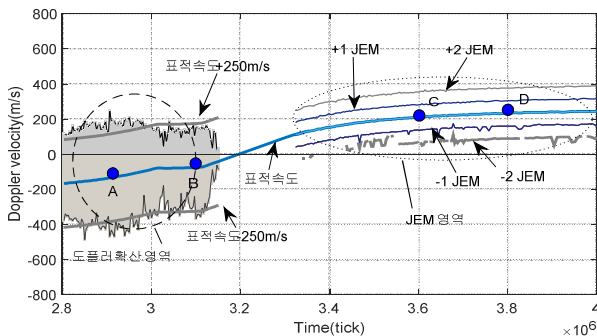


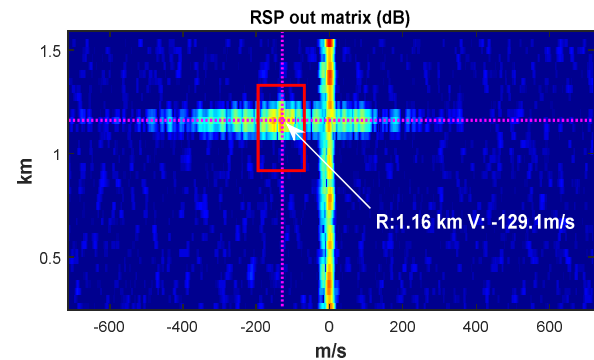
그림 7. 추적시간에 대한 항공기에서 얻어진 신호처리기에서 측정한 도플러 형상

Fig. 7. Doppler signature of tracking aircraft by radar signal process.

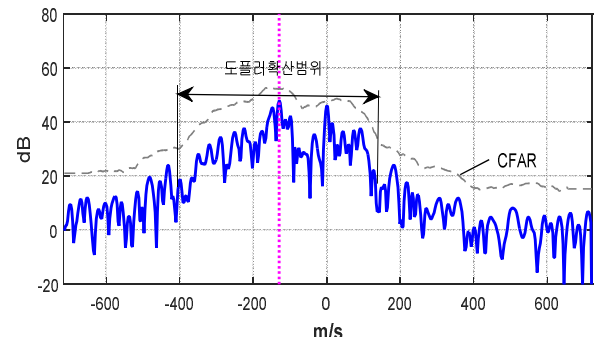
표 5. 그림 8의 특정 시점(A, B, C, D)에서 도플러 형상값
Table 5. Value of Doppler signature from Fig. 8 at time A, B, C, D.

시점	도플러 형상	측각	속도폭/2	JEM 간격(Δ)
A	DS	53.5°	236.5 m/s	-
B	DS	71.5°	226.5 m/s	-
C	JEM	148.4°	-	74 m/s
D	JEM	156.9°	-	71 m/s

※ A: 2900090 tick, B: 3097041 tick, C: 3594484 tick, D: 3811231 tick.



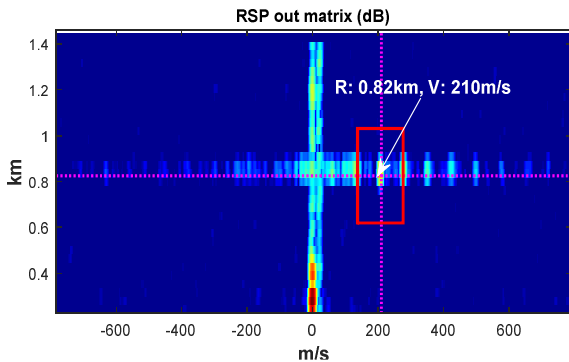
(a) 신호처리 결과
(a) Processing result



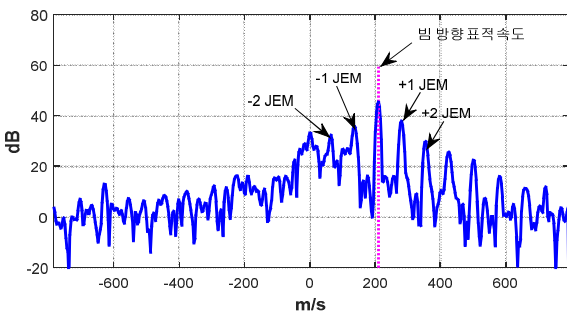
(b) 속도 스펙트럼
(b) Velocity spectrum

그림 8. 측각 53.5°(표 5-시점 A)에 대한 도플러 형상
Fig. 8. Doppler signature at aspect angle 53.5°(Table 5-A).

비해 크기가 커진 것을 알 수 있다. 이러한 특성을 이용하면 참고문헌 [11]에서 제시된 CFAR를 이용하여 동체 도플러 양측에 2개의 판별값으로 DS 범위를 결정한다. 그림 9는 JEM이 발생한 C에서의 도플러 형상을 보였다.



(a) 신호처리 결과
(a) Processing result



(b) 속도 스펙트럼
(b) Velocity spectrum

그림 9. 측각 148.4°(표 5- 시점 C)에 대한 도플러 형상
Fig. 9. Doppler signature at aspect angle 148.4°(Table 5-C).

그림에서 보인 도플러 형상은 전형적인 JEM 형상으로 거리(R : 0.82 km)와 속도(V : 210.0 m/s)인 표적의 동체 도플러를 중심으로 양방향으로 일정한 속도간격에서 도플러 형상의 **peak**가 배치되어 있으며, 표 5의 결과와 동일하다. 도플러 형상은 측각 40°에서 80°까지 DS가 주도적으로 나타나고, 측각 120°에서 170°까지 도플러형상은 JEM이 나타나는 것을 확인하였다. 민항기에 대한 도플러 형상은 엔진구조가 다른 전투기와 구분되며, 엔진에 대하여 전면방향에서 발생하는 DS와 후면방향에서 발생하는 JEM은 추적 중인 항공기가 민항기임을 식별 가능하게 하는 고유한 특징이 된다.

3-4 측각에 대한 도플러 프로파일

그림 7은 신호처리가 측정한 속도로 변조 도플러들이 동체 도플러 속도에 따라 경사지게 분포하게 된다. 추적

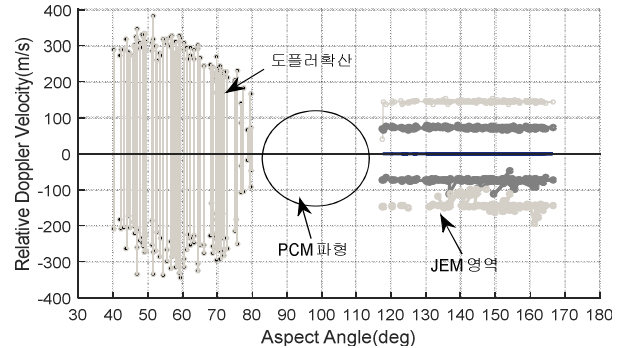


그림 10. 추적 중인 민항기에서 얻어진 측각에서 대한 도플러 프로파일

Fig. 10. Doppler profile to the aspect angle from the civil aircraft.

시 얻어진 표적속도 벡터 값(\vec{v})의 크기에 측각을 고려하면 범방향 측정속도와 동일하며 이들은 그림 7에 보인 파란색 라인과 동일하다. 또한, DS 속도폭과 JEM 속도간격은 동체 도플러 속도에 대하여 일정한 편이 값을 갖는 것을 알 수 있다. 그림 6(b)의 추적정보에서 얻은 시간 대비 측각정보와 그림 7의 시간대비 도플러 형상 추출결과를 시간값을 비교하여 결합한다. JEM과 DS를 추적정보에서 얻은 범 방향 속도를 보정하면, 도플러 형상의 중심인 동체 도플러 속도는 0이 되며, JEM과 DS는 상대도플러 속도(Relative Doppler Velocity)로 그림 10과 같이 도시된다. 결과적으로 속도편이가 없는 DS 속도폭과 일정한 JEM 속도간격이 얻어지며, 그림 10과 같이 직선 형태로 나타난다. 또한, DS 속도폭이 일정하지 않는데, 이는 식 (6)에서 블레이드 유효길이가 직선형이 아닌 블레이드 형상^[12]에 의한 효과로 보인다. 측각 130~180°에 대한 -2JEM은 0속도 클러스터의 영향으로 값이 일정하지 않게 된다.

신호처리기에서 측정한 JEM과 DS의 신호처리결과는 표적의 수신신호에서 직접 측정하므로 항상 동체 도플러에 대한 범방향 속도가 반영된다. 이러한 형태로 표적식별을 위한 데이터베이스를 구축하면 모든 범 방향에 대한 도플러 형상들이 필요하게 된다. 본 논문에서 제시한 범 방향속도를 보정 후 얻어진 측각에 대한 상대도플러의 형태로 데이터베이스를 구축하면 항공기와 레이더의 상대위치가 측각에 반영되므로 1개의 프로파일만으로

도 항공기를 식별이 가능할 수 있다. 또한, 간단한 프로파일로 인해 레이더 통제기 내 장입이 용이하므로 별도의 장치 없이 표적 식별이 가능할 것으로 사료된다.

IV. 결 론

지상레이다에서 높은 도플러 해상도를 갖는 파형과 수신신호 저장장치를 이용하여 수신신호를 획득한 후 이들로부터 신호처리를 모의하여 민항기로 식별되는 고유한 도플러 형상을 추출하였다. 또한, 항공기 추적정보를 이용하여 레이다에 대한 엔진의 방향인 측각과 도플러 형상을 조합하여 비행 중인 항공기의 측각에 대한 도플러 형상으로 구성된 레이다에 적합한 도플러 프로파일을 제시하였다.

References

- [1] M. I. Skolnik, *Introduction to Radar System*, McGraw Hill, 2001.
- [2] P. Tait, *Introduction to Target Radar Recognition*, The Institution of Electrical Engineering, 2005.
- [3] M. R. Bell, R. A. Grubbs, "JEM modeling and measurement for radar target identification", *IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 29, no. 1, pp. 73-87, 1993.
- [4] V. C. Chen, *The Micro-Doppler Effect in Radar*, Artech

house, 2011년.

- [5] H. Lim, J. H. Yoo, C. H. Kim, K. I. Kwon, and N. H. Myung, "Radar cross section measurements of a realistic jet engine structure with rotating parts", *Journal of Electromagnetic Waves and Application*, vol. 25, pp. 999-1008, 2011.
- [6] 김윤석, 정주호, 김후, "T-103 항공기에 대한 JEM 스펙트럼 추출", *전자공학회논문지-TC*, 45(10), pp. 49-58, 2008년 10월.
- [7] 한국항공우주학회, *항공우주학개론* 제5판, 경문사, 2012년 3월.
- [8] C. W. Chuang, "Backscatter of a large conducting cylinder of arbitrary cross section", *IEEE Transactions on Antenna and Propagation*, vol. AP-27, no. 1, Jan. 1979.
- [9] Pratt & Whitney, Type certificate data sheet EM2004T03, Sep. 2004.
- [10] 오현석 외 3인, "표적특성분석을 위한 다기능레이다용 수신 IQ데이터 신호저장장치 설계", *한국군사와학학회 종합학술대회*, 2014년 6월.
- [11] 노지은, 최병관, 이희영, 양진모, 이광철, 이동휘, 정래형, 김태환, 이민준, "3차원 다기능 레이더 고속 실시간 신호 처리기 개발", *한국전자과학회논문지*, 22(12), pp. 1045-1059, 2011년 12월.
- [12] GKN Aerospace, PW-4000 fan blade 100, 2017.

오 현 석



2005년 2월: 충남대학교 전파공학과 (공학사)
 2007년 2월: 충남대학교 전파공학과 (공학석사)
 2011년 8월: 충남대학교 전파공학과 (공학박사)
 2012년 9월: 충남대학교 전자전기공학연

구소 객원연구원

2012년 10월~현재: 국방과학연구소 선임연구원

[주 관심분야] 레이더 체계설계, 초고주파 회로설계

김 수 근



1985년 2월: 경북대학교 전자공학과 (공학사)
 1987년 2월: 경북대학교 전자공학과 (공학석사)
 1987년 2월~현재: 국방과학연구소 수석연구원

[주 관심분야] 레이더체계설계, 시험평가